



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

**VĚDECKÉ MISE VESMÍRNÝCH SOND NEJEN V NAŠÍ
SLUNEČNÍ SOUSTAVĚ**

SCIENCE MISSIONS OF SPACECRAFT IN OUR SOLAR SYSTEM AND BEYOND

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Jakub Černoch

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. Jakub Mašek

BRNO 2018

Zadání bakalářské práce

Ústav: Letecký ústav

Student: **Jakub Černoch**

Studijní program: Strojírenství

Studijní obor: Základy strojního inženýrství

Vedoucí práce: **Ing. Jakub Mašek**

Akademický rok: 2017/18

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma bakalářské práce:

Vědecké mise vesmírných sond nejen v naší Sluneční soustavě

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Už v dávných dobách byli lidé fascinováni oblohou, vesmírem a výzkumem vzdálených těles. Ani dnes tato touha neopadá a naopak se stává tím důležitější, čím je lidstvo více závislé na energii a přírodních zdrojích. A ve vesmíru je obojího dostatek.

Výzkum Sluneční soustavy i vzdálenějších objektů je proto dnes důležitější než kdy dříve a množství vědeckých aktivit narůstá. S tím souvisí i vývoj nových nebo zdokonalených technologií, jako například hybridní propulze. Tato technologie umožní nejen přistání v těžko přístupném terénu vesmírného tělesa díky preciznímu manévrování, ale i přesun vědeckého vybavení na další, kilometry vzdálená místa na povrchu. Klíčem je významná regulace tahu hybridního raketového motoru v rámci milisekund.

Cíle bakalářské práce:

Úkolem práce je popsat a klasifikovat typy výzkumných vesmírných misí s ohledem na typ používaných sond dle principu jejich pohybu a přistání. Dále pak popsat tradiční profily misí na povrchu vesmírných těles a rozvoj nových typů vědeckých misí v důsledku vývoje nových technologií, jako například hybridní propulze. Cílem práce je návrh mise pro výzkumnou platformu (tzv. hybrid hopper) na planetě Mars s vyhodnocením základních parametrů mise a jejich porovnání s tradičními koncepty.

Seznam doporučené literatury:

SUTTON, G. P., BIBLARZ, O.: Rocket Propulsion Elements. A Wiley-Interscience Publication. 7th Edition, 2001. ISBN 0-471-32642-9.

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2017/18

V Brně, dne

L. S.

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.
ředitel ústavu

doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.
děkan fakulty

Abstrakt

Tato bakalářská práce se zabývá studiem misí vesmírných sond, které přistály na tělesech v naší Sluneční soustavě. Úvodní část práce pojednává o misích, jež byly navrženy jednou z mnoha světových organizací pro vesmírný výzkum. Druhá část práce se zabývá návrhem mise a základních parametrů hopper, schopného přemísťovat se po povrchu planety Mars, s využitím hybridních raketových motorů a provádět zde vědecký výzkum.

Abstract

This bachelor thesis is aimed on the space probe missions, that landed on objects in our Solar system. First part of this thesis is aimed on the missions that were proposed by one of the many space research agencies. Second part of this thesis is aimed on proposal of mission and basic parameters of hopper that should be able to relocate himself on the surface of planet Mars and carry out there, the scientific research. The hopper will use hybrid rocket engines.

Klíčová slova

Mars, hopper, hybridní raketový motor

Key words

Mars, hopper, hybrid rocket engine

Bibliografická citace

ČERNOCH, J. *Vědecké mise vesmírných sond nejen v naší Sluneční soustavě*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2018. XY s. Vedoucí bakalářské práce Ing. Jakub Mašek.

Čestné prohlášení

Prohlašuji, že jsem tuto práci na téma **Vědecké mise vesmírných sond nejen v naší Sluneční soustavě** vypracoval samostatně s použitím odborné literatury a pramenů, uvedených na seznamu, který tvoří přílohu této práce

Datum

Jakub Černoch

Poděkování

Tímto bych rád poděkoval vedoucímu bakalářské práce Ing. Jakubu Maškovi za jeho cenné rady a čas strávený při konzultacích. Dále bych chtěl poděkovat Mgr. Petře Běhalové za pomoc při korektuře práce a Dušanu Majerovi za tipy na co se zaměřit.

Obsah

1	Úvod	11
2	Planeta Mars	12
2.1	Základní popis	12
2.2	Mars v číslech.....	12
3	Vesmírné sondy	14
3.1	Surveyor 3	15
3.2	Viking.....	17
3.3	Mars Pathfinder	19
3.4	MPL (Mars Polar Lander)	22
3.5	MER (Mars Exploration Rover).....	24
3.6	Mars Phoenix Lander	27
3.7	MSL (Mars Science Laboratory).....	29
3.8	EDM (Entry, descent and landing Demonstrator Module)	32
3.9	Výsledné porovnání sond	34
4	Raketové motory a paliva	36
4.1	Motory na kapalná paliva	36
4.2	Motory na pevná paliva	37
4.3	Hybridní raketové motory	38
4.4	Porovnání motorů a pohonných hmot	40
5	Technologické demonstrátory	41
5.1	Spartan.....	41
5.2	Mighty Eagle	41
5.3	Project Morpheus	42
5.4	Shrnutí kapitoly	43
6	Již existující návrhy „hopperů“	44
6.1	Mars Geyser Hopper	44
6.2	TALARIS (Terrestrial Artificial Lunar And Reduced Gravity Simulator).....	47
6.3	Další zástupci	48
7	Návrh mise.....	49
7.1	Základní informace o návrhu mise.....	49
7.2	Určení základních parametrů hopperu	49
7.3	Zjednodušení	50
7.4	Vzorce a veličiny.....	50
7.5	Postup výpočtu	51
7.6	Vlivy sledovaných parametrů.....	53
7.7	Návrh.....	59

7.8	Závěr kapitoly	63
8	Diskuse	65
9	Závěr.....	66
10	Seznam použitých zdrojů.....	67
11	Seznam obrázků a tabulek	74
12	Seznam použitých zkratk a symbolů	76

1 Úvod

Tato bakalářská práce se zabývá studiem misí Vesmírných sond, které přistály na tělesech v naší Sluneční soustavě. Úvodní část práce pojednává o misích, které byly navrženy některou ze světových organizací pro Vesmírný výzkum. Dále jsou zde zmíněny informace o vybraných typech raketových motorů a paliv. Druhá část práce se zabývá návrhem mise a základních parametrů přistávacího modulu, schopného přemísťovat se po povrchu planety Mars, s využitím hybridních raketových motorů, a provádět zde vědecký výzkum.

Důvodem proč v názvu práce jsou mise i mimo naší Sluneční soustavu je, že principy, které jsou rozebrány v této práci, mohou být použity i na jiných planetách, které se nachází v jiných solárních systémech. Mars je pouze ilustrační příklad.

Důvodem, proč byl vybrán za cíl této mise Mars, je, že jde o planetu, na níž bylo zatím vysláno nejvíce sond a na jejímž povrchu se v současnosti nalézá nejvíce funkčních sond ve Sluneční soustavě. Délka letu k Marsu je ve srovnání s jinými planetami krátká a nejsou zde nutné žádné gravitační manévry. Se současnou technologií např. Falcon Heavy a v budoucnu SLS, bude možné na tuto planetu dostat i těžší náklady. Samozřejmě jedním z hlavních důvodů je, že jde o planetu velice podobnou zemi.

Mars lidstvo fascinuje zejména z pohledu otázky života na jeho povrchu. Někteří astronomové v historii pozorovali na povrchu planety polární čepičky či velké kaňony a představovali si zde příjemné místo s moři, tekoucí vodou a možná i mimozemským životem. První planetární sondy však prokázaly, že více se mýlit nemohli. Jedná se o pustou poušť s velkými teplotními výkyvy, slabou atmosférou vystavenou slunečnímu záření, ale i přesto velice podobnou Zemi. O životě na Marsu zatím víme jen to, že pro něj nejsou žádné důkazy a žádná mise, jejíž součástí bylo pátrání po životě, neměla v tomto ohledu úspěch. Přesto se zde nachází potenciální místa, kde jsme se ještě po pozůstatcích mikrobiálního života nedívali, a vzhledem k podobnosti se Zemí vypadají nadějně. Jde například o potenciální vstupy do jeskynních systémů nacházejících se pod povrchem Marsu. Dostat se do těchto míst by nám jednou mohly pomoci právě hybridní raketové motory.

Dalším důvodem, proč Mars lidstvo tolik fascinuje, je možnost jeho kolonizace. V porovnání s ostatními planetami Sluneční soustavy by byla kolonizace Marsu snadná. Panují zde sice extrémní podmínky, ale jak již bylo řečeno, Mars je ze všech planet nejvíce podobný Zemi a zároveň je dostatečně blízko.

Hybridní raketové motory nemusí být použity pouze pro průzkumné sondy na planetách, ale mohou být využity i u sond, které jednou budou přistávat na asteroidech nebo měsících. Sondy vybavené těmito motory se mohou podílet na průzkumu ložisek surovin kdekoli v vesmíru a také jednou mohou být použity na pilotovaných kosmických lodích, a nahradit tak hydrazin, který se u těchto lodí v současnosti hojně využívá.

2 Planeta Mars

2.1 Základní popis

Mars je čtvrtou planetou naší Sluneční soustavy a s průměrem dvakrát menším než průměr Země druhou nejmenší po planetě Merkur. Mars je specifický svou načervenalou barvou, způsobenou oxidem železitým a jinými oxidy kovů, které pokrývají celý povrch, proto je také někdy nazýván „Rudá planeta“. Pozorován byl už ve starověku a pojmenován byl po římském bohu války Martovi. Ostatní starověké kultury si ho kvůli jeho červené barvě rovněž spojovaly s válkou a utrpením a v mytologii měl své postavení. Na povrchu se nachází velké množství impaktních kráterů, vyhaslých vulkánů a kaňonů vytvořených v minulosti tekoucí vodou. To vše nám naznačuje, že Mars byl v minulosti geologicky aktivní a také, že měl magnetické pole a pravděpodobně podmínky vhodné pro tekoucí vodu, a tedy i život [91].

V současnosti, kvůli své malé velikosti a pravděpodobně i absenci magnetického pole, je tato planeta schopná si udržet pouze tenkou vrstvu atmosféry, která je složená převážně z oxidu uhličitého (CO_2) s menším množstvím dusíku (N) a argonu (Ar). Teplota na povrchu se pohybuje od -142°C do 20°C [91].

Přestože atmosféra Marsu není zdaleka tak hustá jako ta na Zemi a nedosahuje ani její tloušťky, je možné se zde setkat s velmi silnými vichry, jež mohou vytvářet písečné víry nebo dokonce i celoplanetární písečné bouře, kdy se planeta i na několik týdnů či měsíců prakticky celá pokryje mračny písku. Tyto celoplanetární bouře mohou být nebezpečné, a proto je důležitý další bližší průzkum a přímé pozorování tohoto jevu [91].

S délkou dne 24,6 hodiny je Mars podobný Zemi, zde však podobnost nekončí. Sklon osy rotace Marsu je 25° přičemž sklon Zemské osy rotace je $23,4^\circ$. Podobně jako na Zemi se na Marsu střídají roční období, ale jejich délka je odlišná, kvůli době jednoho oběhu kolem Slunce. Zatímco Zemi trvá jeden oběh 365 pozemských dní, Marsu 687 pozemských dní [91].

V polárních oblastech Marsu se kromě zmrzlého oxidu uhličitého může nacházet také velké množství vody, ale kvůli podmínkám, které na povrchu panují, pouze ve formě vodního ledu a hlouběji pod povrchem. Předpokládá se, že velké množství vody se může vyskytovat i v permafrostu a pod povrchem planety, kde byl vodní led zasypán pískem při písečných bouřích. Voda se zde nachází také ve formě vodní páry, když působením slunečního záření sublimuje do atmosféry. Některé zdroje také naznačují, že před 3,5 miliardami let byly na Marsu rozsáhlé povodně. Podle NASA je pravděpodobné, že na povrchu existuje i tekoucí voda, ale jde spíše o hydratované soli, což jsou molekuly různých solí a mezi nimi malé množství molekul vody. Tyto proudy byly pozorovány v letních měsících, kdy se teplota pohybuje okolo -10°C , sondou MRO, která obíhá okolo Marsu [5; 6; 13; 91].

Mezi významná místa na Marsu patří například největší kaňon na planetě pojmenovaný Valles Marineris podle sondy Mariner 9, která jej jako první sonda objevila. Nachází se zde také nejvyšší vulkán ve Sluneční soustavě pojmenovaný Olympus Mons, jenž je třikrát vyšší než Mount Everest [91].

Kolem Marsu obíhají dva malé měsíce pojmenované Phobos, v překladu Děs a Deimos, v překladu Hrůza. Pojmenovány byly podle synů boha války Marta [91].

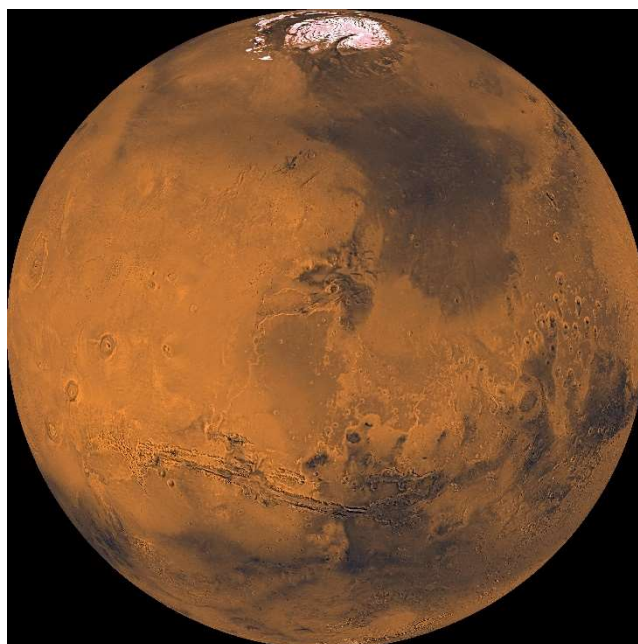
2.2 Mars v číslech

Zde je přiložena tabulka nejdůležitějších parametrů charakterizujících planetu Mars. Některé z nich byly použity ve výpočtech [2; 3].

Parametry planety	
Poloměr na rovníku:	3 389,5 km
Obvod na rovníku:	21 296,9 km
Polární poloměr:	3 376,2 km
Úniková rychlost:	5,03 km/s

Rozsah teplot:	-125 °C až 25 °C
Průměrná teplota:	-63,15 °C
Gravitační zrychlení na povrchu:	3,71 m/s ²
Objem:	16,318*10 ¹⁰ km ³
Hmotnost:	0,64171*10 ²⁴ kg
Hustota:	3 933 kg/m ³
Hustota atmosféry:	0,02 kg/m ³
Molární hmotnost atmosféry:	43,34 $\frac{kg}{kmol}$
Parametry oběžné dráhy	
Doba oběhu kolem Slunce:	687 pozemských dní
Délka dne:	24,6 hodiny
Vzdálenost od Slunce:	227 943 824 km
Průměrná orbitální rychlost:	24,07 km/s

Tab. 2.1. Tabulka základních parametrů planety Mars[2; 3]



Obr.2.1. Planeta Mars [101]

3 Vesmírné sondy

V této části své práce se budu zabývat vesmírnými sondami, které přistály na povrchu různých těles, zejména Marsu. Podstatné jsou pro mne parametry jejich přistání a jejich pohonného systému.

Na Zemi existuje 5 nejvýznamnějších agentur zabývajících se lety a výzkumem vesmíru. Jsou to NASA, ESA, Roskosmos, CNSA, ISRO. Všechny tyto agentury patří buď nějakému státu, nebo se na jejich financování podílí větší skupinka států a jejich primárním cílem je získávat nové vědecké poznatky [36; 37; 38; 39; 40].

NASA je označení národního úřadu pro letectví a kosmonautiku (National Aeronautic and Space Administration). Jde o vládní agenturu patřící Spojeným státům americkým. Jak z názvu vyplývá tato agentura se nezabývá pouze vesmírem, ale má na starosti i výzkum v leteckém průmyslu [36].

ESA je označení evropské vesmírné agentury European Space Agency a jde o mezinárodní agenturu spadající pod evropské státy. Celkově ESA spadá pod 22 členských států, které finančně přispívají na její chod. Mezi těmito státy jsou například Německo, Francie, Velká Británie a Česká republika. Každý stát přispívá částkou, jež odpovídá jeho finančním možnostem. Každý členský stát je v radě agentury zastoupen a má jeden hlas bez ohledu na to kolik přispívá nebo jak velký je [38].

Roskosmos je vládní agenturou Ruské federace. Byla založena v roce 2015 [37].

CNSA je označení Čínské národní vesmírné agentury The China National Space Administration a patří Čínské lidové republice [39].

ISRO je zkratka pro indickou vesmírnou agenturu Indian Space Research Organisation, která spadá pod Indickou republiku a byla založena v roce 1969 [40].

V současnosti jsou lety do vesmíru brány také jako komerční záležitost a je zde velké množství soukromých firem, které se snaží vydělávat buďto na poskytování služeb jako je satelitní přenos televizního a rádiového signálu, suborbitálních skocích pro civilisty (Blue Origin), budování vesmírného hotelu (Bigelow Aerospace) nebo hledání asteroidů vhodných k těžbě surovin, které jsou nezbytné pro rozvoj lidstva (Planetary Resources) [41; 42].

V poslední době se také objevují na trhu firmy, které se snaží vyvíjet soukromé nosiče a poskytovat své služby vládním agenturám či soukromým firmám. Mezi nejvýznamnější patří například SpaceX, což je firma založená v USA Elonem Muskem [41].

Ve své práci se budu zabývat pouze sondami vyvinutými pro vědecké účely, tudíž sondami, které navrhly a do vesmíru vypustily vládní agentury. Vzhledem k množství zveřejňovaných informací půjde zejména o agentury NASA a ESA. Ostatní agentury zveřejňují podrobnější informace o svých misích jen velmi zřídka a ve většině případů jde o informace vědeckého nikoliv technického rázu.

Vzhledem k tomu, že ve druhé části své práce se budu zabývat návrhem parametrů sondy schopné pohybu po povrchu Marsu pomocí raketových motorů, vybral jsem pro první část své práce mise, které přistávaly motoricky nebo částečně motoricky. Důvodem je detailnější studium parametrů jejich pohonného systému. Jde o mise Surveyor 3, Viking, MPL, Pathfinder, MER, Phoenix, MSL a EDM.

Pořadí jednotlivých misí je určeno podle data startu dané mise.

Dalšími příklady jsou sondy, jako Mars 3, Veněra, Philae, Luna a další. Tyto sondy jsem nevybral z důvodu, že jejich přistání mělo jiný charakter nebo agentura, která je vyrobila a provozovala, zveřejnila minimum technických informací.

Mezi nejdůležitější parametry motorů patří jejich tah a specifický impuls (I_{sp}).

Tah motoru je velikost síly, kterou tento motor dokáže vyvinout.

Specifický impuls ve formě, která bude v této práci uváděna je velikost síly, kterou dokáže motor vyvinout během jedné sekundy, při spalení jednoho kilogramu paliva. Jeho hodnota v tomto tvaru také uvádí rychlost, s jakou spaliny opouštějí trysku motoru.

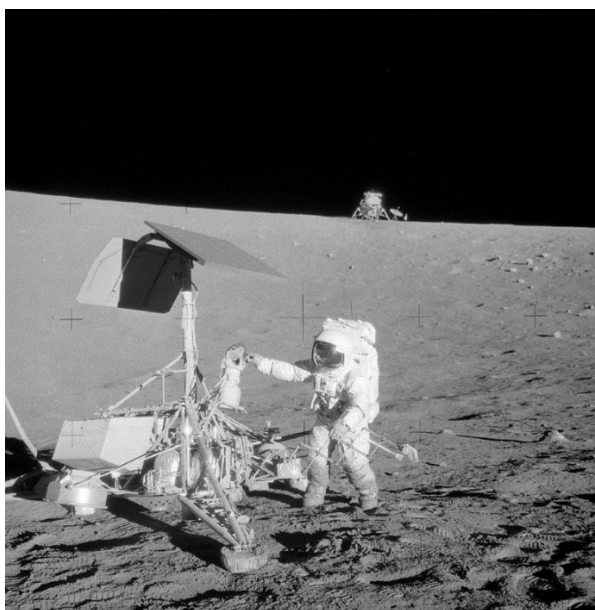
3.1 Surveyor 3

Tato mise byla navržena agenturou NASA v rámci rozsáhlejšího programu Surveyor, který probíhal od května 1966 do ledna 1968. Šlo o program průzkumu Měsíce automatickými sondami předtím, než zde poprvé přistanou lidé. V průběhu programu bylo na Měsíc vysláno 7 sond, z nichž 5 úspěšně přistálo. Všechny sondy byly v podstatě stejné, ale lišily se hlavně vědeckým vybavením, a tomu odpovídaly i rozdíly v hmotnosti. Neúspěšnými sondami byly Surveyor 2 a 4 [69; 70].

Důvodem, proč jsem vybral zrovna misi Surveyor 3, že se jako jediná ze sond dočkala lidské návštěvy v rámci programu Apollo. Astronauti Apollo 12 přistáli ve vzdálenosti 180 metrů a ze sondy odmontovali kameru a další předem vybrané zařízení [67].

Hlavním úkolem mise bylo přistát na povrchu Měsíce v oblasti přistání mise Apollo a odeslat fotografie z dané oblasti. Sekundárním úkolem bylo získat informace o povrchu Měsíce jako například jeho tepelné vlastnosti a odrazivost radarových vln. Dále měla sonda použít manipulátor, jímž měla rozrušit povrch, a výsledky nahrát a poslat na Zemi [69].

Surveyor 3 startoval 17. dubna 1967 z Kennedyho vesmírného střediska a na Měsíci přistál 20. dubna 1967. Přistávací oblast byla v jihovýchodní oblasti Oceánu bouří asi 370 km jižně od kráteru Koperník [67].



Obr.3.1. Astronaut Apollo 12 Allan Bean kontroluje Surveyor 3[102]

3.1.1 Průběh přistání

Na spodní části rámu sondy se nacházel raketový motor na pevné palivo a 3 malé motory Vernier rozmístěné po 120° okolo rámu sondy. Motory Vernier spalovaly kapalně palivo a okysličovadlo. Ve chvíli, kdy se sonda přiblížila k Měsíci byla orientována tryskami těchto motorů ve směru letu. Ve výšce 76 km letěla sonda rychlostí 2626 m/s. V tento okamžik vyslal radarový výškoměr signál k zapálení všech motorů, přičemž motory Vernier sloužily ke stabilizaci sondy. Tento zážeh zpomalil sondu na rychlost 137 m/s. Poté došlo k oddělení motoru na pevné palivo a sestup byl dále řízen pomocí motorů Vernier a radarovým

výškoměrem. Ve výšce 304,8 metru se lander pohyboval rychlostí 31,5 m/s a dále zpomaloval. Ve výšce zhruba 3 metry se pohyboval rychlostí 2,62 m/s. Povrchu Měsíce se lander dotknul v rychlosti kolem 1,83 m/s. Zde došlo k chybě a po dosednutí nedošlo k vypnutí motorů a ty pracovaly dál, takže lander se opět vznesl na asi 24 sekund. Po druhém dosednutí se vznesl na dalších 12 sekund a poté definitivně přistál na povrchu, protože ze Země byl vyslán signál k vypnutí motorů. Vzdálenost mezi prvním a třetím místem dosednutí byla 31 metrů [67; 69].

Průběh měl být takový, že ve výšce 3,048 metru a při rychlosti 2,621 m/s mělo dojít k vypnutí motorů Vernier a lander měl dosednout na povrch rychlostí 1,52 m/s [69].

3.1.2 Technické specifikace

Motory Vernier byly motory na dvousložkové palivo. Jako okysličovadlo byl použit dimer oxidu dusičitého (N_2O_4) a jako palivo monomethyl hydrazine monohydrate ($MMH \cdot H_2O$). Jde o látky, které reagují hypergolicky, takže pro zážeh není potřeba jiskry, a obě tyto látky začínají hořet okamžitě po smíchání ve spalovací komoře.

Jako zdroj energie používala sonda solární panel, jenž se nacházel na vrcholu stožáru nad sondou. Na stejném stožáru se vyskytovala i anténa pro komunikaci se Zemí [69].

Hmotnosti jsou určeny před motorickým přistáním, tedy po oddělení motoru na pevná paliva.

Hmotnosti:		Parametry motorů:	
Celková hmotnost před motorickým přistáním:	377,7 kg	Specifický impuls sestupového motoru:	-
Celková hmotnost po motorickém přistání:	296 kg	Specifický impuls řídicích motorů:	-
Hmotnost paliva před přistáním:	81,84 kg	Tah sestupového motoru:	130 – 460 N
Hmotnost paliva po přistání:	9,59 kg	Tah manévrovacího motorů:	-
Hmotnost užitečného zatížení:	-	Doba práce sestupových motorů:	-

Tab.3.1. Tabulka vybraných údajů sondy Surveyor 3 [67; 68; 69]

3.1.3 Vědecké objevy

Vzhledem k tomu, že sondy byly primárně určeny k průzkumu, tak vědecké objevy nebyly něco, co by se zde očekávalo. Surveyor 3 odeslal na Zemi přes 6 326 fotografií a nové údaje o povrchu Měsíce. Sonda splnila všechny úkoly a mise byla prohlášena za úspěšnou [67].

3.2 Viking

Jedná se o misi Americké agentury pro Letectví a kosmonautiku NASA, během níž byly vypuštěny 2 sondy, Viking 1 a Viking 2. Obě tyto sondy byly prakticky identické a skládaly se z přistávacího modulu a družice. Šlo o první americkou misi, která přistála na povrchu Marsu [7].

Úkolem družice bylo obíhat okolo planety a pořizovat snímky jejího povrchu, které pak byly vyhodnoceny a na jejich základě bylo vybráno místo pro přistání přistávacího modulu. Druhým úkolem po oddělení přistávacího modulu bylo zajišťování komunikace se Zemí a provádění dalších vědeckých operací na orbitě planety [7; 9; 12].

Úkolem přistávacího modulu bylo přistát na povrchu, vyfotografovat jej ve velkém rozlišení, a snímky poslat na Zemi. Dále měl modul za úkol měřit vlastnosti atmosféry a pátrat po známkách života v odebraných vzorcích půdy. Zároveň měla sonda na palubě seismometry, které měly být po přistání odhozeny. V případě Vikingu 1 ale došlo k selhání uvolňovacího mechanismu a tento přístroj se neoddělil [7; 9; 12].

Viking 1 startoval 20. srpna 1975 a k Marsu doletěl 19. června 1976. Viking 2 startoval 9. září 1975 a k Marsu dorazil 7. srpna 1976. Spojení se sondou Viking 1 bylo ukončeno 13. listopadu 1982 a se sondou Viking 2 11. dubna 1980 [7; 8; 9; 12].



Obr.3.2. Model landeru sondy Viking [103]

3.2.1 Průběh přistání modulu

Po oddělení od družice začala sonda sestupovat směrem k planetě. Nejdříve bylo nutné dostatečně zpomalit, aby se sonda dostala do atmosféry planety. Zde se již o brždění postarala samotná atmosféra Marsu. Tření během průchodu atmosférou vyvíjelo vysoké teploty, takže sonda nesla tepelný štít, který ji při průchodu ochránil a po dostatečném zpomalení byl odhozen. Následně ve výšce 6 km byl vystřelen nadzvukový padák, který sondu zbrzdil na rychlost 60 m/s. Padák se od sondy oddělil ve výšce 1,5 km nad povrchem, kdy se zažehly 3 sestupové motory, které byly umístěny po 120° okolo rámu sondy, a celá sestava měkce dosedla na povrch rychlostí 2,4 m/s. Během sestupové fáze už sonda sbírala vědecká data ve formě informací o počasí, složení atmosféry, tlaku a teplotě [9; 12].

3.2.2 Technické specifikace sond

Kvůli tomu, že sonda měla odebrat vzorky povrchu, byly spaliny z každého motoru rozděleny do 18 trysek. To mělo za následek, že při přistání nedošlo k velkému od fouknutí prachu a písku či jejich nadměrnému ohřátí a povrch zůstal téměř neporušen. Protože vědci měli obavy

z kontaminace Marsu, byl jako palivo použit velice čistý hydrazin, který má v sobě minimum příměsí, jež by při hoření produkovaly nebezpečné látky [9; 10; 12].

Motory použité pro přistání byly vyrobeny firmou Aerojet Rocketdyne a nesly označení MR-80 [53].

K naklápění sondy sloužily samotné sestupové motory, kdy byl jednomu motoru tah snížen a dalšímu naopak zvýšen. K rotaci byly použity 4 RCS (reaction control system) trysky, využívající jako palivo hydrazin [9].

Energii pro každou sondu po přistání na povrchu zajišťovaly dva radioisotopové termoelektrické generátory (RTG), obsahující Plutonium-238. Každý z těchto generátorů měl výkon 30 wattů [9; 10; 12].

Hodnoty hmotností v tabulce jsou pouze orientační, protože jde o ideální hodnoty určené výpočtem. Hodnota hmotnosti paliva, které zbylo po přistání, je skutečně naměřená po přistání modulu [9; 10; 12].

Hmotnosti:		Parametry motorů:	
Celková hmotnost před motorickým přistáním:	671 kg	Specifický impuls sestupového motoru:	$1\,756 - 2\,060 \frac{N \cdot s}{kg}$
Celková hmotnost po motorickém přistání:	603 kg	Specifický impuls řídicích motorů:	-
Hmotnost paliva před přistáním:	85 kg	Tah sestupového motoru:	$276 - 2\,667 \text{ N}$ [10,12] $276 - 2\,800$ [35]
Hmotnost paliva po přistání:	22 kg	Tah manévrovacího motorů:	44,5 N
Hmotnost užitečného zatížení:	91 kg	Doba práce sestupových motorů:	40 s

Tab.3.2. Tabulka vybraných údajů sond Viking [9; 10; 12; 34; 35]

3.2.3 Vědecké objevy

Okamžitě po přistání Vikingu 1 byly pořízeny snímky okolí a po několika dnech odebrány vzorky půdy [12].

Během přistání Vikingu 2 došlo k chybě radaru a motory pracovaly o 0,4 sekundy déle. To mělo za následek zvíření prachu v okolí sondy [12].

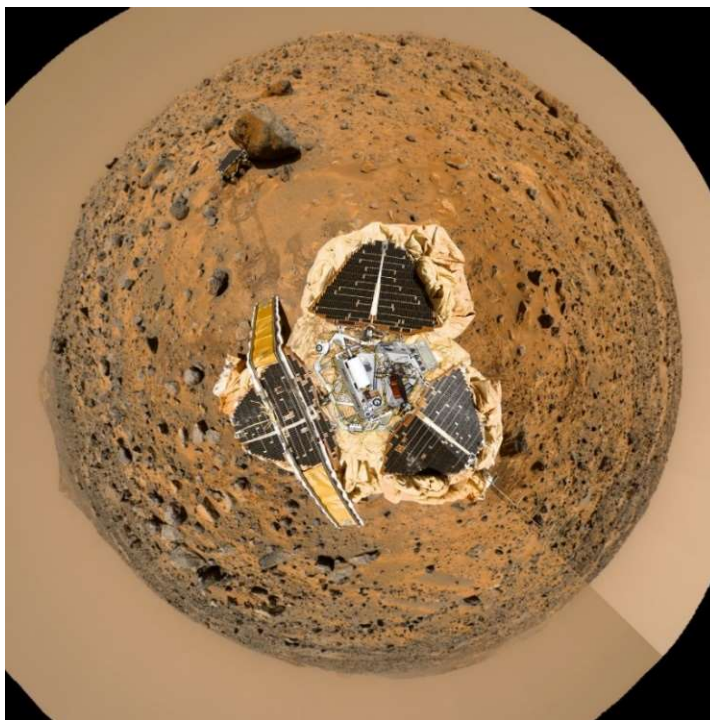
3.3 Mars Pathfinder

Šlo o nízkonákladovou misi navrženou agenturou NASA. Tato mise se skládala z landeru (Pathfinder) a malého roveru (Sojourner), což bylo robotické vozítko, které jezdilo po okolí. Jako první sonda demonstrovala metodu přistání s využitím padáku, zpomalovacích motorů a airbagů, kterou později použily také rovery MER. V základu zde šlo spíše o průzkum pro budoucí mise a otestování velkého množství nových technologií, proto také název Pathfinder (Průkopník) [45,46,47].

Hlavním úkolem mise bylo demonstrovat proveditelnost nízkonákladových misí a otestovat pohyblivost roveru na povrchu planety. Dále měla sonda za úkol prověřit funkčnost kamer a senzorů [45; 46; 47].

Mezi hlavní vědecké cíle patřilo studium atmosféry Marsu, meteorologie v přistávací oblasti, rozbor kamenů a půdy. Dalším úkolem bylo pořizování detailnějších fotografií okolí, kamenů a půdy. Sonda začala sbírat data ihned po vstupu do atmosféry [45; 46; 47].

Pathfinder byl vypuštěn z mysu Canaveral 4. prosince 1996 a do atmosféry Marsu vstoupil 4. července 1997. Přistál v oblasti nazvané Ares Vallis. Poslední komunikace se sondou proběhla 27. září 1997 [45; 46].



Obr.3.3. Sonda Mars Pathfinder „doplněná koblihová“ mozaika [105]



Obr.3.4. Rover Sojourner a „Yogi“ [104]

3.3.1 Průběh přistání

Před vstupem do atmosféry došlo k oddělení přeletového stupně, který zajišťoval komunikaci se Zemí a dodával sondě energii. Vstup do atmosféry proběhl v rychlosti 7300 m/s, 30 minut po oddělení přeletového stupně. Sonda byla uložena v aerodynamické kapsli, na jejímž spodním konci byl upevněn tepelný štít, který ji během 160 sekund zbrzdil na rychlost 400 m/s. V této rychlosti byl vystřelen padák, který sondu zbrzdil na rychlost 70 m/s. Padák se nacházel na horní části kapsle. Tepelný štít se oddělil 20 sekund po rozevření padáku. Poté byl z horní části kapsle spuštěn 20 metrů dlouhý popruh, na němž visel lander. Lander měl tvar trojbokého jehlanu. Ve výšce 1,6 km byl spuštěn radarový výškoměr. Airbagy byly nafouknuty 10 sekund před přistáním. V horní části kapsle se nacházely tři raketové motory na pevné palivo, které se zažehly 4 sekundy po nafouknutí airbagů ve výšce 98 metrů. Během 2 sekund tyto motory zpomalily celou sestavu na rychlost blízkou 0 m/s. Sestava byla v tu chvíli ve výšce 21,5 metru. Následně došlo k přeseknutí popruhu a lander za 3,8 sekundy dopadl na povrch v rychlosti 18 m/s. Síla nárazu byla ztlumena airbagy. Po dopadu se lander odrazil do výšky 12 metrů. Dohromady proběhlo 15 skoků, než došlo k úplnému zastavení landeru 1 km od původního místa přistání [46; 47].

3.3.2 Technické specifikace

Po přistání došlo k vyfouknutí airbagů a rozevření stěn landeru. Na prostředním dílci byla uložena prakticky veškerá elektronika, antény a kamery. Na bočních dílcích se nacházely solární panely, které dodávaly landeru energii. Na konci jednoho z dílců byly umístěny meteorologické měřicí přístroje a na dalším dílci byl ukotven rover. Rover mohl sjet dolů z platformy po rampách, které byly vysunuty několik dní po přistání [46; 47].

Vzhledem k nízké hustotě atmosféry není brždění padákem dostatečně efektivní a lander by narazil na povrch ve vysoké rychlosti, což by airbagy nevydržely. Proto bylo nutné použít během brzdicího manévru i raketové motory. Šlo o raketové motory STAR 5D vyrobené firmou Orbital ATK. Obal motorů byl vyroben z titanu [25; 27].

Princip manévru při použití těchto motorů spočíval v tom, že motor se ve výšce kolem 100 metrů nad povrchem zapálil, následně celou dobu zpomaloval až do chvíle, kdy byla rychlost sestavy téměř nulová. V tuto chvíli se oddělil lander, který dopadl na airbagy. Následně se začala rychlost horní části kapsle zvyšovat v opačném směru, kapsle narazila do padáku a odletěla pryč. Když došlo v motorech palivo, dopadla na povrch daleko od místa přistání landeru, a tudíž nemohla nijak ohrozit jeho misi [24].

Popruh byl použit proto, aby měl lander prostor k nafouknutí airbagů a aby byl dostatečně daleko od spalín z raketových motorů. Zároveň toto řešení zvyšovalo stabilitu celé sestavy během sestupu [49].

Celkovou hmotností před přistáním je myšlena hmotnost těsně před zažehnutím raketových motorů včetně padáku. Hmotnost užitečného zatížení zahrnuje vědecké přístroje včetně celého roveru.

Hmotnosti:		Parametry motorů:	
Celková hmotnost před přistáním:	370 kg	Specifický impuls sestupového motoru:	$2\,510,5 \frac{N \cdot s}{kg}$
Celková hmotnost po přistání:	-	Specifický impuls řídicích motorů:	-
Hmotnost paliva v jednom motoru před přistáním:	6,9 kg	Tah sestupového motoru:	6 272 N
Hmotnost paliva po přistání:	-	Tah manévrovacího motorů:	-
Hmotnost užitečného zatížení:	23,98 kg	Doba práce sestupových motorů:	3,03 s

Tab.3.3. Tabulka vybraných údajů sondy Mars Pathfinder [25; 47; 50]

3.3.3 Vědecké objevy

Kromě toho, že mise byla velmi úspěšná z hlediska odzkoušení nových technologií, byla úspěšná i z hlediska sběru vědeckých dat. Brzy ráno lander pozoroval ledové mraky v nižších vrstvách atmosféry a v místě přistání objevil oblázky, které nasvědčovaly, že zde v minulosti tekla voda. Lander poslal na Zemi přes 16 500 snímků a rover dalších 550. Také bylo provedeno přes 15 chemických analýz kamenů a půd [45; 46].

3.4 MPL (Mars Polar Lander)

Tato mise byla navržena agenturou NASA. Šlo o lander který měl přistát v jižní polární oblasti, ve vzdálenosti menší než 1000 km od jižního pólu. Toto místo bylo během jara blízko hranice jižní polární čepičky. MPL spadl do programu „Mars Surveyor 98“, jenž se skládal z orbitální sondy Mars Climate Orbiter a tohoto landeru. Každé zařízení startovalo samostatně, ale obě havarovala. Spolu s MPL startovaly dvě sondy Deep Space 2, které se chvíli před přistáním oddělily od landeru a po průletu atmosférou měly narazit do povrchu [72; 73].

Úkolem mise bylo nahrávat meteorologické podmínky, v oblasti jižního pólu včetně vlhkosti, teploty, tlaku, větru a dalších parametrů. Dalším úkolem bylo analyzovat vzorky polárních usazenin kvůli těkavým látkám, zejména vodě a oxidu uhličitému. Sonda byla vybavena manipulátorem, který jí umožňoval kopat do povrchu a hledat známky po sezónních vrstvách, analyzovat půdu, kvůli ledu, vodě a dalším minerálům, dále fotografovat okolí místa přistání kvůli důkazům o změně klimatu a sezónních cyklech a pořizovat multi-spektrální snímky regolitu pro určení typů a složení půd [73].

MPL startoval spolu se dvěma sondami Deep Space 2 z mysu Canaveral 3. ledna 1999 a k Marsu dorazily 3. prosince 1999 [73].



Obr.3.5. Mars Polar Lander na Marsu, Umělcova představa [106]

3.4.1 Průběh přistání

Lander byl uložen v aerodynamické kapsli, která ho chránila během průchodu atmosférou. Na jejím horním konci se nacházel přeletový stupeň, který se oddělil 5 minut před vstupem do atmosféry. Sondy Deep Space 2 byly uchyceny na přeletovém stupni a oddělily se 18 sekund po jeho oddělení od MPL. MPL vstoupilo do atmosféry Marsu rychlostí 6 800 m/s. Oddělení přeletového stupně vedlo ke ztrátě signálu z landeru, protože lander během sestupu nevysílal. Vzhledem k tomu není známo, jestli byl následující postup správně proveden [71; 72; 74].

Tepelný štít měl sondu zbrzdit na rychlost 500 m/s a ve výšce 7,3 km měl být vystřelen nadzvukový padák. Tepelný štít měl být oddělen 10 sekund po vystřelení padáku a v tu chvíli mělo také dojít k zapnutí sestupové kamery. Kolem 70 – 100 sekund před přistáním mělo dojít k vysunutí přistávacích nohou a 1,5 sekundy poté mělo dojít k zapnutí radaru. Ve výšce okolo 1,4 km a při rychlosti 80 m/s mělo dojít k oddělení landeru od horní části aerodynamické kapsle, která visela na padáku, a sestup měl být dále řízen motory landeru. Ve výšce 12 metrů a při rychlosti 2,4 m/s byl zahájen sestup konstantní rychlostí. K vypnutí motorů mělo dojít ve chvíli, kdy se jedna z přistávacích nohou dotkne povrchu. Po přistání mělo dojít k vyklopení solárních panelů, antény a navázání komunikace se Zemí. Signál ze sondy však nikdy nepřišel. Je

pravděpodobné, že došlo k chybě a sonda havarovala. NASA poté vydala zprávu, kde uvedla několik teorií, které mohly vést k tomuto selhání [71; 72; 74].

3.4.2 Technické specifikace

Lander byl vybaven třemi sadami motorů, které byly rozmístěny po obvodu rámu s rozestupy 120°. Každá sada obsahovala 4 motory MR-107N spalující hydrazin. Dohromady měl tedy lander 12 těchto motorů. Tyto motory během sestupu kontrolovaly kromě rychlosti i náklon sondy [34; 71; 72; 75].

Hmotnosti:		Parametry motorů:	
Celková hmotnost před motorickým přistáním:	354 kg	Specifický impuls sestupového motoru:	$2\,247 - 2\,276 \frac{N \cdot s}{kg}$
Celková hmotnost po motorickém přistání:	-	Specifický impuls řídicích motorů:	-
Hmotnost paliva před přistáním:	64 kg	Tah sestupového motoru:	109 – 296 N [76] 266 N [71,72]
Hmotnost paliva po přistání:	-	Tah manévrovacího motorů:	-
Hmotnost užitečného zatížení:	-	Doba práce sestupových motorů:	40 s

Tab.3.4. Tabulka vybraných údajů sondy MPL [71; 72; 76]

3.5 MER (Mars Exploration Rover)

Tuto misi naplánovala agentura NASA a primárním úkolem bylo vysadit na Marsu dva rovery pojmenované Spirit a Opportunity, které by prováděly na povrchu geologický průzkum a měření atmosféry. Jednalo se o dva naprosto identické rovery, které byly vysazeny na opačných stranách planety v oblastech, které jevíly známky, že by se zde v minulosti mohlo nacházet větší množství tekoucí vody. Spirit přistál v kráteru Gusev a Opportunity v oblasti zvané Meridiani planum [20; 22; 23].

Hlavním cílem mise bylo hledání kamenů a zemin, které by naznačily, že byly kdysi vystaveny tekoucí vodě. Mezi stěžejní body patřilo rozložení a složení nerostů, hornin a půd, jež se nacházely v místě přistání, určení, jaké geologické procesy formovaly místní terén, hledání železných nerostů, identifikace a kvantifikace relativních množství specifických typů minerálů, které obsahují vodu nebo se tvoří ve vodě, a hledání vodítka, které by naznačovalo, jaké podmínky zde panovaly, když na povrchu tekla voda, a zda tyto podmínky mohly být dostatečné pro vznik života [22; 23].

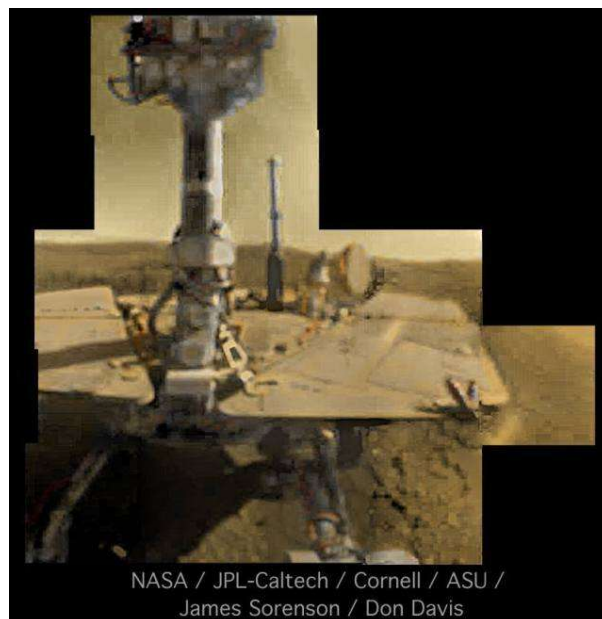
Od začátku mise NASA odhadovala, že bude trvat maximálně 90 dní. To vyplývalo z předpokladu, že Mars se bude vzdalovat od Slunce, solární panely, které dodávaly roverům energii, se budou zanášet prachem a baterie budou rychle ztrácet kapacitu, což povede k omezení dodávek energie pro systémy roveru. Tento předpoklad byl naštěstí chybný a Opportunity je momentálně nejdéle pracující sondou na povrchu Marsu [26].

Opportunity oslavila 18. února 2018, 5000 solů (marsovských dní) na povrchu planety. Tento triumf NASA oslavila prvním pokusem o autoportrét roveru [31].

Spirit startoval z Mysu Canaveral 10. června 2003 a Opportunity 8. července 2003. K přistání na Marsu došlo 4. ledna 2004 (Spirit) a 25. ledna 2004 (Opportunity). Spirit vyslal poslední zprávu 22. března 2010 po ujetých 7,73 kilometrech. Opportunity je stále funkční a ke dni 27. února 2018 ujela 45,12 kilometrů [20; 21; 22; 23; 26; 30].



Obr.3.6. Mars Exploration Rover na Marsu, Umělcova představa [107]



Obr.3.7. První pokus roveru Opportunity o „selfie“ [108]

3.5.1 Průběh přistání

Rover byl od startu uložen v kapsli, která měla za účel ochránit zařízení před aerodynamickými silami působícími během průletu atmosférou. Na její spodní části byl umístěn tepelný štít. Na horní části kapsle se nacházel přeletový stupeň, který zajišťoval komunikaci se Zemí a dodával energii pro palubní systémy. Dále zajišťoval chlazení řídicího počítače roveru, orientaci roveru v prostoru a korekci dráhy během cesty k Marsu. NASA toto uspořádání přirovnává k ruské matřošce [24].

Před vstupem do atmosféry došlo k oddělení přeletového stupně. Tření o atmosféru zbrzdilo kapsli na rychlost 444 m/s. V této chvíli byl vystřelen nadzvukový padák a odhozen tepelný štít. Padák zbrzdil horní část kapsle se sondou na rychlost 83 m/s. Rover byl poté uvolněn na laně, které bylo připevněno ke kapsli. Rover samotný se nacházel uvnitř ochranného landeru, jenž měl tvar trojbokého jehlanu. Tento lander byl odvozen z landeru Pathfinder. Na jeho stěnách byly umístěny airbagy, které se před přistáním nafoukly. Ve výšce 100 metrů nad povrchem byly zažehnuty tři brzdící raketové motory na tuhé palivo, které byly umístěny na vnitřní straně horní části kapsle. Ty snížily rychlost klesání na rychlost blízkou 0 m/s a následně byl lander i s roverem uvolněn od kapsle ve výšce kolem 10-15 metrů. Na povrch dopadl v rychlosti 14 m/s. Sílu nárazu ztlumily airbagy. Následkem nárazu sestava odskákala od místa přistání. Po úplném zastavení se vyfoukly airbagy, stěny landeru se rozevřely a odhalily rover ukotvený uvnitř. Rover mohl vyklopit solární panely, kamery a anténu, pořídit první snímky, poslat správu na Zemi a začít svou práci na povrchu. Průběh přistání obou roverů byl prakticky identický [22; 23; 24].

3.5.2 Technické specifikace

Pro dobrždění těsně před přistáním byly použity motory STAR 8 vyrobené americkou firmou Orbital ATK. Tyto motory jsou na tuhé palivo a jsou odvozené z motorů STAR 5D použitých u sondy Pathfinder [25; 27].

Průběh přistání obou roverů byl už dříve ověřen sondou Pathfinder a v podstatě byl zcela identický. Byly zde pouze rozdíly v parametrech brzdících motorů [24].

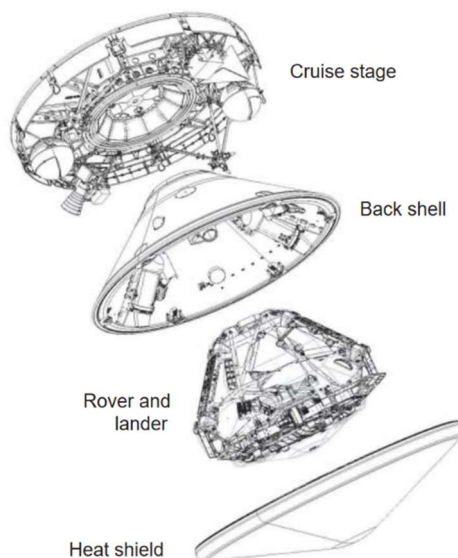
Přistávací oblastí roveru Spirit byla elipsa o šířce 10 km a délce 78 km. V případě roveru Opportunity to byla elipsa o šířce 11 km a délce 85 km [24].

Energii pro rover zajišťují solární panely. Toto rozhodnutí značně limituje rover z hlediska místa vysazení a pohybu. Bylo možné ho vysadit pouze v rovníkových oblastech a na místech, která nejsou během dne stíněná od slunečního svitu, jinak by byly ohroženy dodávky elektrické energie, což by mělo za následek ukončení mise. NASA předpokládala, že po 90 dnech budou solární panely zanesené prachem a nebudou schopny dodávat roveru dostatek energie pro nabití akumulátorů, ale nepočítali s tím, že vítr, který na Marsu fouká bude tyto panely od písku a prachu čistit, takže rover má v současnosti stálý přísun energie. Přesto je nutné před příchodem zimy na planetě rover vhodně orientovat ke Slunci a uvést do hibernace, aby se na jaře mohl zase probudit a dál pracovat [28; 29; 30].

Celkovou hmotností před přistáním je myšlena hmotnost těsně před zažehnutím raketových motorů včetně padáku. Užitečnou hmotností je myšlen rover jako takový.

Hmotnosti:		Parametry motorů:	
Celková hmotnost před přistáním:	737 kg	Specifický impuls sestupového motoru:	$2\,676 \frac{N \cdot s}{kg}$
Celková hmotnost po přistání:	539 kg	Specifický impuls řídicích motorů:	-
Hmotnost paliva v jednom motoru před přistáním:	12,3 kg	Tah sestupového motoru:	7 748,8 N
Hmotnost paliva po přistání:	-	Tah manévrovacího motorů:	-
Hmotnost užitečného zatížení:	174 kg	Doba práce sestupových motorů:	4,51 s

Tab.3.5. Tabulka vybraných údajů mise MER [24; 25]



Obr.3.8. Sestava ve které byl rover přepraven ze Země k Marsu [24]

3.5.3 Vědecké objevy

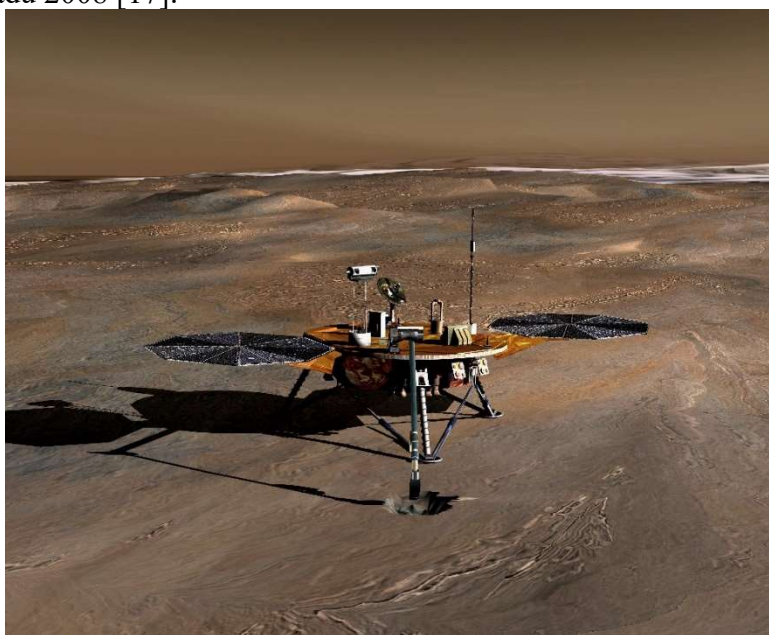
Oba rovery potvrdily teorie, že na Marsu se kdysi vyskytovala tekutá voda a byly zde podmínky vhodné pro živé organismy [20].

3.6 Mars Phoenix Lander

Phoenix byla sonda, navržená agenturou NASA, určená pro průzkum severních oblastí Marsu. Šlo o lehkou sondu postavenou na platformě sondy „Mars Surveyor 2001 lander“, která byla zrušena. Zároveň šlo o náhradu sondy MPL (Mars Polar Lander), jež havarovala při přistání [14; 17].

Úkolem sondy bylo přistát v severní oblasti Marsu a pátrat po přítomnosti vody a jiných minerálů či chemických sloučenin pod povrchem. K tomuto účelu byla sonda vybavena robotickým ramenem. Dalším úkolem bylo zjistit, jestli je půda v této oblasti schopná udržet život nebo jestli zde život byl. Tento úkol zahrnoval pozorování, jestli voda v okolí místa přistání v průběhu roku rozmrzá, a také chemický rozbor látek, jestli mezi nimi nejsou nějaké, které by ukazovaly na dávnou existenci života. Posledním primárním úkolem bylo studium marsové atmosféry v této oblasti se zaměřením na přesuny vodní páry [15; 17].

Phoenix startoval 4. srpna 2007 a na Marsu přistál 25. května 2008. Spojení se sondou bylo ukončeno 2. listopadu 2008 [17].



Obr.3.9. Phoenix na „Rudé planetě“, Umělcova představa [109]

3.6.1 Průběh přistání sondy

Před přistáním bylo nutné, aby se od kapsle, ve které byla sonda uložena, oddělil přeletový stupeň, který do té doby zajišťoval komunikaci se Zemí a dodával jí elektrickou energii. Sonda byla od opuštění Země namířena tak, aby ve chvíli, kdy doletí k Marsu bez jakýchkoliv dalších velkých manévřů, vletla přímo do atmosféry planety a zahájila sestup. Pouzdro se sondou vletlo do atmosféry rychlostí 5 600 m/s. Třením o atmosféru se rychlost snížila na 567 m/s, v tuto chvíli byl vystřelen nadzvukový padák a pár vteřin poté odhozen tepelný štít. K oddělení modulu od horní části sestupové kapsle a padáku došlo ve výšce 0,98 km, při rychlosti 56 m/s. V tuto chvíli také došlo k zažehnutí dvanácti raketových motorů spalujících hydrazin. O 43 sekund později sonda měkce dosedla v rychlosti 2,4 m/s na povrch Marsu, v oblasti mezi 65° a 72° severní šířky. Od chvíle, kdy se oddělila od kapsle sonda, sbírala data o tlaku, vlhkosti a teplotě [15; 17].

3.6.2 Technické specifikace sondy

Prvním velkým problémem sondy bylo, že z důvodu vzdálenosti Marsu od Slunce jsou zde solární články výrazně méně účinné než například na Zemi či na Měsíci. Dalším problémem s

energií bylo místo přistání sondy. V severnějších oblastech je Slunce níže nad horizontem, takže paprsků dopadajících na solární panely není mnoho a nejsou tak účinné jako na rovníku. Bylo tudíž nutné zvýšit účinnost solárních panelů [16].

Pro sestupový manévř byla upřednostněna možnost řízeného sestupu pomocí raketových motorů před neřízeným sestupem pomocí padáku. To vše proto, že při neřízeném sestupu byla oblast možného přistání mnohem větší a sonda mohla skončit v potenciálně rizikové oblasti, což by mohlo vést i ke zničení sondy a nesplnění cílů mise. Rizikovou oblastí mohou být například pole balvanů. Kdyby na nich sonda přistála, mohlo by dojít k jejímu převrácení a poškození konstrukce, případně by robotický manipulátor nemohl odebrat vzorky půdy nebo by se sonda kvůli náklonu nemohla spojit se Zemí [15; 16].

Pro přistání byly použity motory MR-107N, které kontrolovaly i manévrování sondy. Bylo použito celkem 12 těchto motorů, jež se nacházely na spodní části rámu sondy a byly rozmístěny po jeho obvodu. Z nulového na maximální tah se motory dostaly za pouhé 3 sekundy [19; 77; 92].

Hmotnosti:		Parametry motorů:	
Celková hmotnost před motorickým přistáním:	410 kg	Specifický impuls sestupového motoru:	$2\,245,7 - 2\,275 \frac{N \cdot s}{kg}$
Celková hmotnost po motorickém přistání:	-	Specifický impuls řídicích motorů:	-
Hmotnost paliva před přistáním:	67 kg	Tah sestupového motoru:	111,2 – 302,5 N
Hmotnost paliva po přistání:	-	Tah manévrovacího motorů:	-
Hmotnost užitečného zatížení:	55 kg	Doba práce sestupových motorů:	40 s

Tab.3.6. Tabulka vybraných údajů sondy Phoenix [17; 19]

3.6.3 Vědecké objevy

Během jednoho z prvních pokusů o odkrytí ledu pod povrchem Phoenix zaznamenal úspěch. Rameno odkrylo ledovou tabuli pod marsovským prachem složenou z minimálně dvou různých typů ledu. Také pozoroval sníh padající z oblohy a neustále zaznamenával teplotu, tlak, vlhkost a vítr. Dále pozoroval písečné víry, mraky, námrazu a opar [13; 17; 18].

3.7 MSL (Mars Science Laboratory)

Pod označením MSL je veden rover pojmenovaný Curiosity, který byl navržen americkou agenturou NASA. Jde o největší a nejtěžší rover jaký byl kdy na Mars dopraven. Jako přistávací lokace byl vybrán kráter Gale [51; 52].

Mezi hlavní úkoly mise patřilo, určovat povahu organických sloučenin uhlíku, hledat a vytvářet soupis chemických stavebních prvků života, hledat typické rysy, které zde po sobě mohly zanechat biologické procesy, zkoumat chemické a mineralogické mart'anského povrchu a blízkých geologických materiálů, popsat procesy, které formovaly kameny a půdy, zhodnotit procesy vývoje atmosféry v dlouhém časovém intervalu, určit současný stav oběhu a distribuce vody a oxidu uhličitého a charakterizovat široké spektrum povrchového záření [51].

Curiosity startovala 26. listopadu 2011 a na Marsu úspěšně přistála 6. srpna 2012. Rover měl pracovat pouze po dobu jednoho mart'anského roku, což je 687 pozemských dní, ale funguje dodnes [51].



Obr.3.10. Autoportrét pořízený kamerou na robotickém rameni roveru Curiosity [110]

3.7.1 Průběh přistání

Rover byl od startu uložen v aerodynamické kapsli, stejně jako všechny předchozí mise. Přeletový stupeň se oddělil 10 minut před vstupem do atmosféry a po dalších 2 minutách byla odhozena sada vyvažovacích závaží. Vstup do atmosféry proběhl ve výšce 125 km nad povrchem a při rychlosti 5 900 m/s. Po 254 sekundách se nacházel ve výšce 11 km a při rychlosti 405 m/s byl vystřelen padák o průměru 16 metrů, který sestavu zbrzdil na rychlost 125 m/s. Poté došlo k odhození tepelného štítu, zapnutí radarového výškoměru a sestava byla dále brzděna padákem až na rychlost 80 m/s. Při této rychlosti se ve výšce 1,6 km nad povrchem oddělil od horní části aerodynamické kapsle sestupový modul, který nesl rover. Sestupový modul zapálil svých 8 motorů a dále probíhalo přistávání čistě motoricky. Sestupový modul dále snižoval rychlost až na 0,75 m/s, které dosáhl ve výšce 20 metrů nad povrchem. Následně došlo k vypnutí 4 z 8 raketových motorů a poté bylo zahájeno spouštění roveru, který visel na 7,5 metru dlouhých lanech a se systémy sestupového modulu byl spojen kabelem. Sestupový

modul poté stále udržoval rychlost klesání 0,75 m/s až do okamžiku dosednutí roveru na povrchu planety. V tomto okamžiku byla přetřata lana i kabel, sestupový modul zvýšil tah na maximum, odletěl pryč a dopadl ve vzdálenosti větší než 150 metrů od roveru. Celý manévr spouštění trval zhruba 16 sekund [52].

Tento průběh je pouze orientační a je vyhodnocený pro typické podmínky, ale jednotlivé parametry se mohly během reálného sestupu měnit [52].

3.7.2 Technické specifikace

Pro Curiosity byl vytvořen nový koncept vysazení, který byl pojmenován Skycrane. Ačkoliv vysazení pomocí kombinace airbagy, padák a raketové motory bylo prověřeno několika lety, právě kvůli vysoké hmotnosti tohoto roveru, přesnosti této metody a hlavně její plynulosti vyhrál Skycrane. Při vysazení pomocí airbagů a padáku by totiž mohlo při nárazu dojít k poškození některých systémů roveru a cílová oblast by byla příliš velká.

Během sestupu roveru bylo použito velké množství dalších vylepšení oproti předchozím misím. Například tepelný štít roveru byl vytvarován tak, že při odhození závaží, což mělo za následek vyosení těžiště, vytvářel vztlak, takže rover mohl už během sestupu horními vrstvami atmosféry manévrovat a v podstatě spíše letět než padat. Toto řešení velmi zvýšilo přesnost dosednutí [52].

Motory pro sestupový stupeň vyvinula firma Aerojet Rocketdyne. Motory byly označeny MR-80B a šlo o vylepšené motory MR-80, které nesly sondy Viking. Stejně jako MR-80 spalovaly hydrazin. Hlavní změny se týkaly použití jiného typu katalyzátoru, použití jediné trysky místo původních osmnácti, změně škrtícího ventilu a použití jiných materiálů. Jiný katalyzátor zde byl pouze kvůli změně výrobce, ale výkon motoru to nijak neovlivnilo. Ostatní změny měly za následek zvýšení tahu a specifického impulsu motorů. Na sestupovém modulu byly umístěny po obvodu ve čtyřech párech. Motory jsou označeny jako „Mars Lander Engine“ (MLE) [52; 53].

Modifikaci trysky bylo možné provést, pravděpodobně díky tomu, že motory byly na sestupovém modulu přichyceny tak, že spaliny směřovaly pod malým úhlem do boku viz Obr.3.11. Tím pádem nemohly nijak poškodit rover ani okolní oblast přistání. Rovněž díky manévru Skycrane se motory nacházely ve větší výšce nad povrchem i samotným roverem než při přistání sondy Viking.

Všechna tato vylepšení celého sestupu měla za následek, že předpokládaná oblast přistání byla velmi malá a vysazení mohlo být provedeno s velkou přesností na místech, kde by jiné zavedené metody přistání mohly skončit neúspěchem. Přistávací oblast byla elipsa o velikosti 7 km na šířku a 20 km na délku. Zároveň zde nebyla nutnost přesného načasování programu pro přistání a počítač roveru si mohl jednotlivé manévry přizpůsobit, podle aktuálních podmínek. Přistání mohlo proběhnout v rozmezí 380 – 460 sekund po vstupu do atmosféry [52].

Elektrickou energii roveru dodává multi-mission radioisotope thermoelectric generator (MMRTG) o výkonu zhruba 110 W. Jde o radioizotopový generátor, který není navržen na žádnou specifickou misi a lze ho použít i na jiných sondách [52].

Hmotností užitečného zatížení je v tomto případě myšlen rover jako celek. Celková hmotnost před motorickým přistáním je pouze orientační, protože je v ní zahrnuta i hmotnost padáku a aerodynamické kapsle, které byly před spuštěním motorů odhozeny.

Hmotnosti:		Parametry motorů:	
Celková hmotnost před motorickým přistáním:	3 300 kg	Specifický impuls sestupového motoru:	$2\,001 - 2\,187,6 \frac{N \cdot s}{kg}$
Celková hmotnost po motorickém přistání:	-	Specifický impuls řídicích motorů:	-
Hmotnost paliva před přistáním:	387 kg	Tah sestupového motoru:	31 – 3 603 N
Hmotnost paliva po přistání:	-	Tah manévrovacího motorů:	-
Hmotnost užitečného zatížení:	899 kg	Doba práce sestupových motorů:	Do přistání 16 sekund + čas na odlet

Tab.3.7. Tabulka vybraných údajů mise MSL [52; 53]



Obr.3.11. Manévr „Sky crane“ při vysazení roveru Curiosity, Umělcova představa [111]

3.7.3 Vědecké objevy

Rover pořídil velké množství fotografií a splnil všechny hlavní cíle mise. Během toho pozoroval písečné víry, zatmění Slunce a různé typy hornin [54; 55].

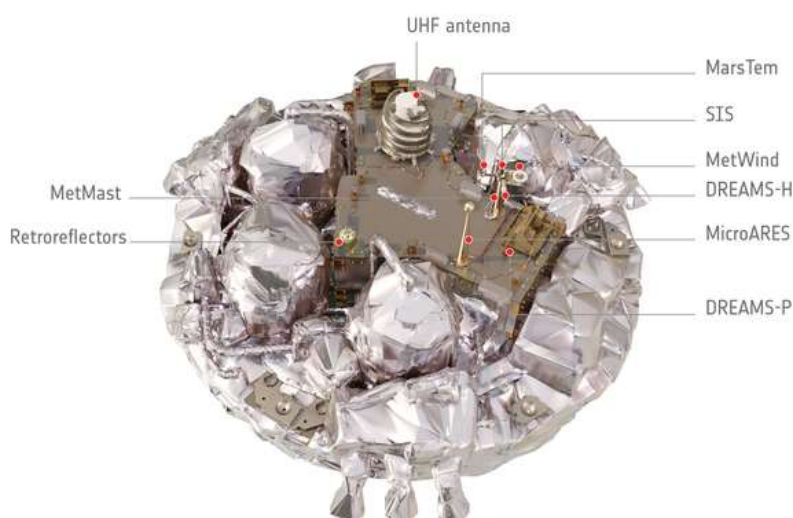
3.8 EDM (Entry, descent and landing Demonstrator Module)

Jde o přistávací modul pojmenovaný Schiaparelli, který letěl k Marsu na palubě sondy TGO (Trace Gas Orbiter), která v současnosti obíhá okolo planety. Schiaparelli byl navržen jako technologický demonstrátor pro program nazvaný ExoMars, na kterém spolupracují agentury ESA a Roscosmos. Cílem tohoto programu je zjistit, jestli na Marsu existoval život [60].

Sonda TGO a pouzdro EDM byly první misí tohoto programu. Druhou misí bude vypuštění roveru a vědecké platformy, které přistanou na povrchu Marsu [60].

Hlavním cílem pouzdra EDM bylo prověřit klíčové technologie, které budou využity při druhé misí, ale nesl i vědecké přístroje. Mezi sekundární úkoly patřilo měření vlastností atmosféry během sestupu a fotografování místa přistání během sestupu [56; 59; 63].

Start proběhl 14. března 2016. K oddělení EDM od sondy TGO došlo 16. října 2016 a ke vstupu EDM do atmosféry došlo 19. října 2016. V době, kdy EDM vstupovalo do atmosféry Marsu sonda TGO vstoupila na jeho orbitu [64].



Obr.3.12. Schiaparelli – bez tepelného štítu a horní části kapsle [112]

3.8.1 Průběh přistání

Po oddělení od sondy TGO byl modul uveden do hibernace, aby šetřil energii, a probuzen byl pár hodin před vstupem do atmosféry. Do atmosféry Marsu vstoupil rychlostí 5 833 m/s ve výšce 122,5 km nad povrchem. Modul byl uložen v aerodynamické kapsli na jejímž dolním konci byl umístěn tepelný štít, který zbrzdil EDM na rychlost 472 m/s. Při této rychlosti ve výšce 11 km a 201 sekund po vstupu do atmosféry došlo k vystřelení nadzvukového padáku. Ve výšce 7 km při rychlosti 88,9 m/s a v čase 241 sekund došlo k odhození tepelného štítu, zapnutí radaru a po dalších 60 sekundách byla zapnuta palubní kamera. Chvíli poté došlo v řídicím systému modulu k anomálii, kvůli které havaroval. Další postup je popsán pouze tak jak byl naplánován, přestože ho modul nikdy neabsolvoval [56; 59; 62; 64; 65; 66].

Když se sestava dostala 322 sekund po vstupu do atmosféry do výšky 1,2 km nad povrchem, při rychlosti 66,6 m/s mělo dojít k oddělení modulu od horní části kapsle. O sekundu později ve výšce 1,1 km a při rychlosti 69,4 m/s mělo dojít k zážehu 9 raketových motorů. Ty měly za úkol zbrzdit sondu na rychlost 1 m/s a ve výšce 2 metry nad povrchem, zhruba 352 sekund po vstupu do atmosféry, měly být vypnuty. Modul měl dopadnout na povrch v rychlosti 2,78 m/s sekundu po vypnutí motorů. energii nárazu měla absorbovat deformační zóna na spodní části modulu [56; 59; 62; 65].

3.8.2 Technické specifikace

Modul byl pro přistání vybaven devíti motory CHT-400, které vyrobila firma Airbus Defence and Space. Motory byly rozmístěny po obvodu modulu po trojicích ve 120° rozestupech. Tyto motory jsou používány na raketě Ariane 5, takže jsou odzkoušené v praxi a jako palivo používají hydrazin, který se u EDM nacházel ve třech sférických nádržích. Každá nádrž zásobovala jednu trojici motorů [56; 57; 58; 61].

Vzhledem k tomu, že modul měl hlavně odzkoušet technologie pro vstup do atmosféry a přistání, byl vybaven pouze bateriemi a na povrchu měl fungovat pouze krátkou dobu [61; 64].

Hmotnosti:		Parametry motorů:	
Celková hmotnost před motorickým přistáním:	300 kg	Specifický impuls sestupového motoru:	$2\,080 - 2\,158 \frac{N \cdot s}{kg}$
Celková hmotnost po motorickém přistání:	-	Specifický impuls řídicích motorů:	-
Hmotnost paliva před přistáním:	46,2 kg	Tah sestupového motoru:	120 – 420 N
Hmotnost paliva po přistání:	-	Tah manévrovacího motorů:	-
Hmotnost užitečného zatížení:	zanedbatelná	Doba práce sestupových motorů:	29 s

Tab.3.8. Tabulka vybraných údajů sondy EDM [56; 57; 59]

3.9 Výsledné porovnání sond

V následující tabulce se nachází shrnutí parametrů jednotlivých sond, jejich pohonných systémů a důležitých údajů o hmotnosti.

Hmotnost motorů na pevná paliva u sond Pathfinder a MER je uváděna v prázdném stavu bez paliva a zažehovací směsi.

Sonda	Specifický impuls motoru [$\frac{N \cdot s}{kg}$]	Hmotnost sestupových motorů [kg]	Tah sestupového motoru [N]	Hmotnost užitečného zatížení [kg]
Surveyor	-	-	130 – 460 N	-
Viking	1 756 – 2 060	-	276 – 2 667 [10,12] 276 – 2 800 [35]	91
Pathfinder	2 510,5	3*3,33	6 272	23,98
MPL	2 247 – 2 276	12*0,74	109 – 296 [76] 266 [71,72]	-
MER	2 676	3*5,13	7 748,8	174
Phoenix	2 245,7 – 2 275	-	111,2 – 302,5	55
MSL	2 001 – 2 187,6	8*8,51	31 – 3 603	899
EDM	2 080 – 2 158	P1-design: 9*2,7 P2-design: 9*3,8	120 – 420	Zanedbatelné
Sonda	Celková hmotnost zařízení před přistáním [kg]	Hmotnost paliva [kg]	Pohonná látka motoru	
Surveyor	377,7	81,84	Dvousložkové tekuté palivo	
Viking	671	85	Jednosložkové palivo (hydrazin)	
Pathfinder	370	3*6,9	Pevná pohonná hmota	
MPL	354	64	Jednosložkové palivo (hydrazin)	
MER	737	3*12,3	Pevná pohonná hmota	
Phoenix	410	67	Jednosložkové palivo (hydrazin)	
MSL	3 300	387	Jednosložkové palivo (hydrazin)	
EDM	300	46,2	Jednosložkové palivo (hydrazin)	

Tab.3.9. Tabulka vybraných údajů o sondách [9; 10; 12; 17; 19; 24; 25; 34; 35; 47; 50; 52; 53; 56; 57; 59; 67; 68; 69; 71; 72; 76]

Z předchozí tabulky jasně vyplývá, že pevná pohonná látka má větší specifický impuls a tah než kapalná.

Dále zde můžeme vidět, že specifický impuls motorů na kapalné jednosložkové palivo se pohybuje od 2 000 do 2 200 $\frac{N \cdot s}{kg}$ a hmotnost jednotlivých zařízení před samotným přistáním

nebyla až na výjimky vyšší než 400 kg a pouze v jednom případě značně přesáhla i hodnotu 700 kg.

Hmotnost paliva, které s sebou zařízení neslo se až na výjimky pohybovala okolo hodnoty 100 kg

Hmotnost užitečného zatížení se v průměru pohybovalo kolem 100 kg. Výjimku tvořil rover Curiosity, který měl hmotnost téměř 900 kg.

Další poznatek, který z této části práce vychází je, že hydrazin byl použit v drtivé většině případů.

Všechny mise využívaly sestavy více motorů, pravděpodobně pro zajištění stability, během sestupu, jednoduššímu manévrování a snížení rizika selhání sondy. Při použití většího množství motorů je totiž možné kompenzovat selhání jednoho z nich.

4 Raketové motory a paliva

Tato kapitola práce se bude zabývat porovnáváním různých typů raketových motorů a jejich paliv, které byly použity nebo je možné je použít pro motorické přistání. Nejvýznamnějším zástupcem těchto paliv je hydrazin, který se používá u většiny takových misí, ale budou zde uvedeny i motory na jiná paliva, která byla v uvedených misích k tomuto účelu použita.

4.1 Motory na kapalná paliva

Tato paliva se používají v kapalném stavu a dále se dělí na jednosložková a dvousložková [44].

U dvousložkových paliv jde většinou o směs paliva a okysličovadla, přičemž obě látky jsou v oddělených nádržích a mísí se těsně před spálením ve spalovací komoře. [43; 44]

Nejčastěji se z těchto paliv využívá kombinace kapalný kyslík a letecký petrolej, kapalný kyslík a kapalný vodík a v současnosti se objevuje i kombinace, kapalný kyslík a methan [1; 43].

Specifický impuls těchto motorů může dosahovat až $4\,500 \frac{N \cdot s}{kg}$. Motor F-1 použitý u rakety Saturn V mohl dosáhnout tahu ve vakuu až 7 770 kN [43; 44; 78; 86].

Vzhledem k tomu, že u většiny sond, které jsou uvedeny v předchozí kapitole byl použit pro přistání hydrazin jako jednosložkové palivo, nebudou dvousložková paliva v této kapitole detailněji popsány.

Jednosložkové motory pracují pouze s jednou látkou, kterou je palivo. Jejich velkou výhodou je právě to, že palivo není nutné před spálením míchat s okysličovadlem, což umožňuje, aby byla palivová soustava lehčí a zároveň ji to zjednodušuje, takže je zde menší riziko selhání. Typickým zástupcem této kategorie je hydrazin [11; 43; 44].



Obr.4.1. Skladování motorů F-1 [113]

4.1.1 Hydrazin (N_2H_4)

Jde o tekuté palivo, které je velice toxické pro živé organismy, ale během letů do vesmíru se právě toto palivo velice osvědčilo a využívá se jako jednosložkové palivo nebo v palivových článcích vyrábějících elektřinu. Motory na hydrazin měly například raketoplány, které tyto motory využívaly pro sestup do atmosféry. Na raketoplánech byl hydrazin použit i k výrobě elektřiny v pomocné zdrojové jednotce (APU) [11; 43].

Hydrazin se dá využít i jako dvousložkové palivo s okysličovadlem v podobě dimeru oxidu dusičitého (N_2O_4). Tuto směs využívá například ruská raketa Proton nebo byla využita pro

přistání sond Surveyor. Výhodou je, že jde o takzvané hypergolicé látky, tedy látky, které hoří samovolně poté co dojde k jejich smíšení [43].

Motor na jednosložkové palivo funguje na principu rozkladu hydrazinu na katalyzátoru. Katalyzátor je nejčastěji vyroben z iridia, ale lze použít i kovy jako například nikl, železo nebo kobalt. Rozdílné katalyzátory mají vliv na výsledný rozklad molekul, a tedy i na výkon daného motoru [1; 11; 43].

Poté co je hydrazin puštěn na katalyzátor začne probíhat štěpná reakce. V první fázi reakce se molekula hydrazinu štěpí na čpavek (NH_3) a dusík (N_2), což je silně exotermická reakce. Ve druhé fázi se čpavek štěpí na dusík (N_2) a vodík (H_2), což je endotermická reakce. Z toho vyplývá, že nejvyšší účinnost má motor ve chvíli, kdy je pouze minimum čpavku rozděleno na dusík a vodík. Kvůli účinnosti je v některých případech potřeba katalyzátor nahřát, aby reakce probíhala od počátku plnou silou. U tohoto paliva není nutná žádná jiskra pro zážeh motoru, což opět zvyšuje spolehlivost tohoto typu motoru a zároveň je zde možnost ho zapálit tolikrát, kolikrát je to nutné [1; 11; 43].

Mezi největší nevýhody hydrazinu patří to, že je toxický a velmi korozivní. Proto jsou zde snahy o jeho náhradu bezpečnějšími palivy [11; 43].

Specifický impuls jednosložkového motoru na hydrazin závisí na množství čpavku, který se dále rozdělil a odebral energii z předchozí reakce a pohybuje se od $2\,060 \frac{\text{N}\cdot\text{s}}{\text{kg}}$ do $2\,550 \frac{\text{N}\cdot\text{s}}{\text{kg}}$. Čím více čpavku se rozdělí, tím menší je specifický impuls [1].



Obr.4.2. Motor MLE s prodlouženou tryskou [53]

4.2 Motory na pevná paliva

Tuhé palivo je v podstatě hmota, v níž je smícháno palivo s okysličovadlem a dalšími látkami, které zlepšují vlastnosti této směsi. Směs se za tekutého stavu nalije do tubusu motoru a nechá se ztvdnout. Uprostřed tubusu je vloženo jádro, které se po vytvrzení odstraní, a tím vznikne kanál, jímž při hoření odchází plyny. Vše se pomocí šroubů spojí s tryskou a motor je připraven k použití [43].

Výhodou takového motoru je, že dokáže při celkové jednoduchosti dodávat obrovské množství tahu, mnohem větší než ostatní motory. Jenomže na rozdíl od hybridních motorů nebo motorů na jednosložkové palivo není možné tento tah jakkoliv regulovat. Jak se jednou motor zapálí, už není možné ho nijak vypnout a musí se nechat vyhořet [43].

Specifický impuls tohoto typu motoru se pohybuje okolo hodnoty $2\,500 \frac{\text{N}\cdot\text{s}}{\text{kg}}$ [78].

Nejlepším příkladem tohoto typu motoru je Solid Rocket booster (SRB), který létal na raketoplánech. Motor se skládal z několika segmentů, které byly posléze smontovány a vytvořily raketový motor. Palivová směs tohoto motoru se skládala převážně z chloristanu amonného, který zde fungoval jako okysličovadlo, dále byl ve směsi hliník a polybutadienakrylát. Specifický impuls tohoto motoru byl $2\,639 \frac{N \cdot s}{kg}$ a průměrná velikost tahu se pohybovala okolo 10,811 MN [25].



Obr.4.3. Spouštění segmentu SRB na segment, který už je na svém místě [114].

4.3 Hybridní raketové motory

Jedná se v podstatě o situaci, kdy je jedna složka v pevné fázi, zatímco druhá v kapalně. Nejčastěji se vyskytuje v pevné fázi palivo a v kapalně okysličovadlo, ale probíhaly experimenty, kdy bylo v pevné fázi okysličovadlo a v kapalně fázi palivo [1].

Motor funguje na principu, kdy se do předem vylišovaného tuhého paliva vstříkuje pod tlakem okysličovadlo. Palivo je v tuhé fázi připraveno podobným procesem jako u raketového motoru na pevná paliva, ale je zde složitější složení středového otvoru [1].

Aby se motor rozběhl, je nejdříve horní část komory s palivem ohřata na potřebnou teplotu, poté dojde ke vstříku okysličovadla. Ve chvíli, kdy se začnou vytvářet hořlavé výpary směsi paliva a okysličovadla, je tato směs zapálena. Nejčastěji se pro tento účel využívají látky, které spolu reagují hypergolycky. Může to být například triethyl aluminium a triethyl boran. Spaliny putují dále spalovacími otvory, až se dostávají do směšovací komory a dále tryskou ven z motoru. Směšovací komora je zde kvůli tomu, aby došlo ke kompletnímu spálení výparů. Plamen je usměrňován tlakem, pod kterým je vstřikováno okysličovadlo. Poté, co dojde k prohrátí celého motoru, pracuje motor s maximální účinností. Okysličovadlo může být tlakováno buďto turbočerpádlem, nebo, pokud chceme levnější a lehčí systém, lze tlakovat nádrž okysličovadla inertním plynem [1].

Mezi největší výhody tohoto typu motoru patří bezpečnost. Nehrozí zde exploze nebo samozápal během manipulace s motorem nebo během jeho výroby. Motor je možné vypnout a poté opětovně znovu zažehnout. Vzhledem k tomu, že zde není nutné řešit složité palivové vedení a lze navrhnout motor bez turbočerpadel, je tento systém levnější než ty na kapalná paliva. Zároveň je oproti systému na kapalná paliva lehčí, takže sonda vybavená tímto motorem může nést větší užitečné zatížení. Tyto motory mají také vyšší specifický impuls než motory na tuhá paliva. Velice důležitou výhodou je i možnost plynulé změny tahu ve velkém rozpětí možností [1].

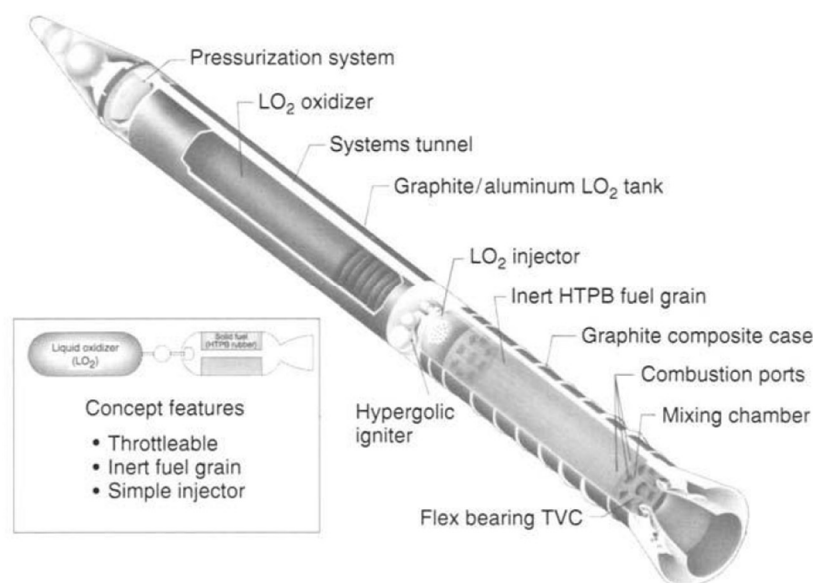
V případě použití některých typů oksylichovadel lze tyto látky použít i pro manévrovací motory (RCS), takže není nutné s sebou nést další pohonné hmoty pro manévrování. Z toho vyplývá že není nutné přidávat do sondy další palivovou nádrž a složité palivové vedení, což má opět za následek úsporu hmotnosti a ceny sondy [1].

Mezi nevýhody tohoto typu motoru patří například vysoká proměnlivost specifického impulsu motoru, který se výrazně mění se změnou tahu motoru. Ve chvíli kdy motor dohořívá může dojít k odštípnutí kousku tuhého paliva, které nebude efektivně spáleno [1].

Hlavní nevýhodou tohoto motoru je, že zatím není v praxi detailně odzkoušen a tím pádem není možné jeho využití například na větších raketách [1].

Motory, které byly opravdu v praxi použity měly specifický impuls od $2\,250 \frac{N \cdot s}{kg}$ do $2\,750 \frac{N \cdot s}{kg}$, ale existují i experimentální motory, které byly testovány pouze v laboratorních podmínkách a ve vakuu mohou dosáhnout specifického impulsu až $3\,727 \frac{N \cdot s}{kg}$ což se velmi blíží hodnotám motorů na dvousložková kapalná paliva. Tah těchto motorů se může pohybovat od 2 200 N pro malé motory do 1,112 MN, kterých dosahují větší motory. Škrčením u těchto motorů lze dosáhnout škrťacího poměru 8:1 [1].

Jako oksylichovadla se používají například dimer oxidu dusičitého (N_2O_4), oxid dusný (N_2O) nebo difluorid kyslíku (OF_2) a jako palivo například směs polymethylmethakrylátu (plexisklo) a hořčíku nebo směs hydridu lithného (LiH) a polybutadienu [1].



Obr.4.4. Velký hybridní raketový motor navržený pro urychlování raketoplánu. [1]

4.4 Porovnání motorů a pohonných hmot

Typ pohonné směsi	Tah [N]	Specifický impuls [$\frac{\text{N}\cdot\text{s}}{\text{kg}}$]	Škrticí poměr
Jednosložková kapalná paliva (zejména hydrazin)	1 – 4 000	2 060 – 2 550	10:1
Dvousložková kapalná paliva	až $7,77 \cdot 10^6$	až 4 500	10:1
Pevná paliva	až $10,811 \cdot 10^6$ i víc	2 500	10:6, většinou vůbec
Hybridní raketové motory	2 200 – $1,112 \cdot 10^6$	2 250 – 3 727	8:1, 10:1

Tab.4.1. Tabulka vybraných údajů raketových motorů pro porovnání [1; 80; 86; 87]

Z tabulky uvedené výše vyplývá, že hybridní raketové motory kombinují vlastnosti motorů na pevná a kapalná paliva a tvoří střední cestu mezi těmito možnostmi.

5 Technologické demonstrátory

Jde o zařízení určená k testování nových technologií a technologických postupů. Mají za úkol ověřit, zda dané technologie budou fungovat v praxi na Zemi, než bude podobné zařízení ve větším provedení vysláno na skutečnou misi do vesmíru či k jiné planetě. V této kapitole je uvedeno několik zařízení, které testují možnosti přistání na cizích vesmírných tělesech, převážně pohonný systém a softwarové vybavení.

5.1 Spartan

Tento demonstrátor je navržen zejména k vývoji a testování hybridních raketových motorů, které by jednou mohly být využity pro přistávání na Marsu, což je také hlavním úkolem celého projektu [79].

Na tomto projektu se podílí několik Evropských států, včetně Vysokého Učení Technického v Brně. Projekt slučuje vysoké školy a soukromé firmy [83].

Test bude spočívat ve vynesení landeru pomocí helikoptéry do výšky 100 metrů. Následně bude oddělen od helikoptéry, bude padat zhruba 50 metrů volným pádem a dosáhne rychlosti kolem 30 m/s. Poté budou zapáleny motory, které začnou lander zpomalovat a při rychlosti 2 m/s dosedne na povrch [80].

Vzhledem k předchozím misím, které přistávaly na Marsu byly na začátku programu stanoveny klíčové parametry, které musí lander splňovat. Pro zajištění stability musí mít 4 přistávací nohy, aby i při ztrátě jedné z nohou zůstal stabilně stát. Dalším parametrem byla přistávací rychlost jejíž vertikální složka měla být 2 m/s a horizontální 0 m/s [80].

Na základě těchto parametrů byly vypočítány profily tahu pro 2 konfigurace landeru. Obě konfigurace jedna o hmotnosti 253 kg a druhá o hmotnosti 350 kg mají stejný předpoklad specifického impulsu, který je $2\,452,5 \frac{\text{N}\cdot\text{s}}{\text{kg}}$. Maximální tah pro lehčí konfiguraci činil 5 625 N a pro těžší 8 226 N [80].

Pro pohon je v současnosti využíván peroxid vodíku (H_2O_2) jako kysličovadlo a jako palivo Hydroxyl-Terminated PolyButadiene (HTPB) [81].

Hybridní raketové motory byly vybrány pro svou bezpečnost, jednoduchost, možnost velkého poměru škrcení tahu a vyšší specifický impuls [80].



Obr.5.1. Demonstrátor Spartan během zapalování motorů [115]

5.2 Mighty Eagle

Tento lander navrhuje Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory (JHU/APL) a Marshall Space Flight Center (MSFC). Jde o malý, inteligentní, univerzální lander určený

k přistávání na tělesech bez atmosféry, zejména Měsíce a asteroidech. Jde o součást projektu řízeného NASA [82].

Tento lander má 3 přistávací nohy a v situaci, kdy není natankovaný váží 206 kg a vleze se do něj 116 kg paliva a dalších 7 kg tlakovacího plynu. Toto množství paliva umožňuje let v délce 45 – 50 sekund, přičemž po přistání zbyde ještě 5% paliva [82].

Palivem je peroxid vodíku (H_2O_2), který je zde využit jako jednosložkové palivo. Jeho největší výhodou je, že není toxický a jeho rozkladem vzniká vodní pára a kyslík [82].

Mighty Eagle používá 2 sady motorů. Jedna sada je pro systém orientace landeru „Altitude control system“ (ACS) a skládá se z 16 motorů o tahu 44,5 N. Druhou sadou je sestupový systém skládající se ze tří motorů o tahu 267 N [82].

Na spodní části landeru se nachází ještě třetí motor o tahu 3 114 N, který je zde pouze pro účely testování. Jeho úkolem je vynést lander do dané výšky, poté snížit tah a tím během sestupu, simulovat gravitační zrychlení Měsíce [82].

Lander už má za sebou několik zkušebních letů včetně úspěšného klesání z výšky 30 metrů [82].



Obr.5.2. Mighty Eagle vystoupal do výšky více než 150 stop během 45 sekund [116]

5.3 Project Morpheus

Jde o projekt agentury NASA, která se snaží vytvořit prototyp planetárního landeru schopného vertikálního startu a přistání. Tento projekt je snahou o vytvoření znovupoužitelné platformy pro testování nových technologií určených pro vesmírné mise. Dále na tomto projektu spolupracuje Armadillo Aerospace a Houston [85].

Součástí tohoto projektu je testování systému „Autonomous Landing and Hazard Avoidance Technology“ (ALHAT). V překladu jde o technologii automatického přistání a vyhýbání se nebezpečím. Tento systém má za úkol se automaticky vyhýbat nebezpečným místům během přistání a vyhledat kus rovného terénu, kde by mohl tento lander přistát. Nebezpečnými místy mohou být například velké kameny, skály nebo krátery. Díky systému ALHAT může být jednou uskutečněno přistání v místech, kde by se o to v současnosti NASA nepokoušela, a to dokonce i s lidskou posádkou [85].

Tento lander využívá dvousložkovou pohonnou směs. Jako palivo používá kapalným methan a jako okysličovadlo kapalným kyslík. Motor využívající tuto směs dosahuje specifického impulsu až $3\,150 \frac{N \cdot s}{kg}$. Zároveň jde o palivovou směs, která není toxická a manipulace s ní je poměrně jednoduchá a bezpečná. Toto zaručuje poměrně levné testování [85].

V současnosti je tento lander schopný dopravit na Měsíc až 500 kg vědeckého vybavení [85].

Mezi budoucí využití tohoto landeru může patřit například doprava roverů na Měsíc nebo přistání na asteroidu [85].



Obr.5.3. Lander Morpheus ve startovní pozici [117]

5.4 Shrnutí kapitoly

Z výše uvedených informací vyplývá, že v současnosti převládají snahy omezit nebezpečné chemické látky pro pohon výzkumných sond a testovat nové chemické látky, které nebudou ohrožovat techniky, kteří s těmito pohonnými látkami manipulují a případné budoucí pasažéry, kteří by s nimi také mohli přijít do styku. Zároveň jsou zde snahy o lepší navádění, během sestupu a dopravu těžších nákladů.

6 Již existující návrhy „hopperů“

Všechny mise landerů, které byly kdy vyslány k jiným tělesům Sluneční soustavy a úspěšně přistály na povrchu, nebyly po přistání schopny dalšího pohybu. Veškerý výzkum musel být tedy prováděn pouze na jediném místě a toto místo pro přistání muselo být, pokud to bylo možné, velice dobře vybráno a prozkoumáno z orbity, aby byl maximálně využit vědecký potenciál daného zkoumaného prostoru. To mělo za následek, že veškeré vědecké vybavení a sonda samotná musela být sestavena přesně na míru. Další nevýhodou je, že přístroje, které by mohly být použity i na jiný výzkum, na jiném vědecky zajímavém místě, byť jen kilometr vzdáleném, po vypnutí či ztrátě kontaktu s landerem, zůstanou nevyužity právě kvůli tomu, že lander není schopen se na toto místo dostat.

Druhou možností pro vědecký výzkum na povrchu jsou rovery. Ty byly uzpůsobeny pro pohyb po povrchu tělesa, na kterém přistály, jenže vzhledem k předpokladu, že rover brzy přestane z různých důvodů fungovat, byly mise těchto průzkumníků rovněž značně omezeny na dané místo přistání a co nejkratší vzdálenosti mezi jednotlivými body zájmu. Další značnou nevýhodou roverů je, že jejich cestovní rychlost je velmi nízká a musí se vyhýbat jakýmkoliv známým rizikům jako jsou velká pole balvanů, písčné duny, skály a krátery, což ještě prodlužuje už tak dlouhou cestu a omezuje místa, kam lze tato zařízení vyslat. Rover se rovněž nemůže dostat do hlubokých kráterů se strmými stěnami nebo překonat horské masivy [93].

V současnosti se objevují další možnosti, jak zefektivnit průzkum povrchu planet a asteroidů. Jako příklad může posloužit dron, který by létal nad povrchem tělesa s atmosférou, poté přistál, dobil baterie a pokračoval dál. Dronem je zde myšlen dálkově ovládaný vrtulník. NASA v současnosti pracuje na takovém projektu, přičemž by mohl být součástí mise nějakého roveru a provádět pro něj bližší průzkum okolního terénu. Například by mohl hledat zajímavá místa pro vědecké vybavení roveru nebo hledat vhodnější a bezpečnější cestu pro rover [88].

Další v praxi neotestovanou možností je právě hopper. To je zařízení, které přistane na povrchu tělesa, jako standardní lander, provádí na daném místě vědecký výzkum a další měření. Po dokončení práce v místě přistání se připraví všechny systémy na další vzlet, nastartují se raketové motory a lander se přemístí na další místo zájmu. Tento koncept může být velmi výhodný pro detailnější průzkum rozsáhlejších oblastí, takže není nutné vyrábět a navrhovat větší množství sond a poté je po jedné dopravovat na předem určené místo. Toto může vést ke značnému snížení nákladů na průzkum.

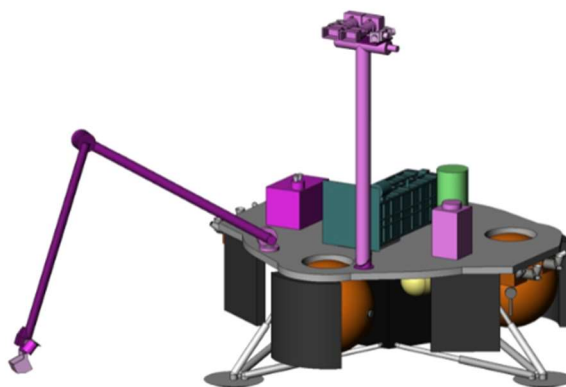
První sonda, která kdy provedla opětovný start, poté co úspěšně přistála na cizím vesmírném tělese, byl Surveyor VI, který takto „poskočil“ na povrchu Měsíce [92].

6.1 Mars Geyser Hopper

Jedná se o návrh mise, která by přistála v oblasti Jižní polární čepičky planety Mars a zkoumala by zde gejzíry. Návrh mise vypracovala agentura NASA [92].

Gejzíry v této oblasti nejsou stejné jako ty na Zemi a místo vody chrlí CO_2 . Zároveň jsou odlišné principem svého vzniku. Přes zimu je CO_2 zmrzlý a tvoří souvislou vrstvu nad povrchem. Vzhledem k tomu, že CO_2 propouští sluneční světlo, dojde na jaře k prohrátí povrchu pod ledem a CO_2 zde začne sublimovat. Ve chvíli, kdy je tlak už příliš velký, dojde k proražení ledu a plyn i s částicemi prachu unikne. Stopy po tomto úkazu byly pozorovány sondou Mars Global Surveyor [92].

Sonda by měla během mise plnit mnoho úkolů. Jedním z nich bylo pozorovat právě tyto gejzíry, provádět měření tloušťky ledu nebo atmosférická pozorování [92].



Obr.6.1. Mars Geyser Hopper zobrazený po přistání [92]

6.1.1 Technické specifikace

Tato sonda byla navržena na základě sondy Mars Phoenix Lander [92].

Přistávací oblastí by měla být elipsa dlouhá 50 km a široká 20 km [92].

Narozdíl od sondy Phoenix, která používala dvojici solárních panelů, by měl Mars Geyser Hopper používat nový typ radioizotopového generátoru nazvaný „Advanced Stirling Radioisotope Generator“ (ASRG). Jde o generátor, který využívá technologii Stirlingova motoru a pro výrobu energie je potřeba menší množství radioisotopu než u konvenčního RTG [92].

Motory použité pro přistání a následné skoky by měly být stejné jako motory použité u mise Phoenix s tím rozdílem, že zde je použito 15 těchto motorů oproti 12 použitým u sondy Phoenix. Jde o motory MR – 107N spalující hydrazin [92].

Systém RCS má využívat čtyři páry motorů MR – 103D a jeden motor MR – 102. Oba typy motorů využívají jako jednosložkové palivo hydrazin [92].

Hmotnost celého palivového ústrojí činí 62 kg [92].

Vzhledem k tomu, že součástí této mise jsou skoky po povrchu planety, musí být brán zřetel i na teplotu paliva. Sonda může provádět skoky pouze pokud se okolní teplota pohybuje okolo hodnoty $-75\text{ }^{\circ}\text{C}$, což v podmínkách Marsu znamená, že skoky musí být naplánovány pouze na období léta v dané oblasti [92].

Množství paliva zahrnuje kromě paliva potřebného pro jednotlivé skoky a přistání také velké množství rezerv. Požadovaná rezerva paliva pro přistání je 30%. Palivo přímo určené pro skoky tedy tvoří 80 kg. V případě, že přistání nebude vyžadovat zásah do těchto rezerv, případně se na přistání spotřebuje ještě méně, než je odhadováno, je zde možné prodloužit jednotlivé skoky, protože veškeré palivo sondy se nachází v jedné nádrži [92].

V tabulce níže jsou uvedeny parametry landeru a jeho pohonného systému, včetně vypočítané spotřeby paliva během jednotlivých skoků.

Hmotnosti:		Parametry motorů:	
Celková hmotnost před motorickým přistáním:	541 kg	Specifický impuls sestupového motoru:	$2\,246 - 2\,275 \frac{N \cdot s}{kg}$ [87] $2\,256 \frac{N \cdot s}{kg}$ [92]
Celková hmotnost po motorickém přistání:	500 kg	Specifický impuls řídicích motorů:	MR – 103D $2\,050 - 2\,197 \frac{N \cdot s}{kg}$ [87] $2\,109 \frac{N \cdot s}{kg}$ [92] MR – 102 $2\,158 \frac{N \cdot s}{kg}$ [92]
Hmotnost paliva před přistáním:	191 kg	Tah sestupového motoru:	109 – 296 N
Hmotnost paliva po přistání:	150 kg	Tah manévrovacího motorů:	MR – 103D 0,22 – 1,02 N
Hmotnost užitečného zatížení:	34 kg	Doba práce sestupových motorů:	-
Palivo spotřebované na první skok:	42 kg		
Palivo spotřebované na druhý skok:	12 kg		

Tab.6.1. Tabulka základních údajů o Mars Geyser Hopper [87; 92]

6.1.2 Detaily skoků

Mise této sondy počítá s motorickým přistáním a dvěma skoky s možností úpravy pozice třetím skokem, pokud to bude možné z hlediska stavu paliva [92].

Sonda přistane během léta v místech, která jsou dále od místa výskytu gejzírů, a zde bude provádět výzkum. Poté provede první skok, jímž se dostane do samotné oblasti výskytu gejzírů, kde zůstane část léta a bude zde provádět výzkum, protože v tuto dobu nejsou gejzíry aktivní. Délka tohoto skoku je plánována zhruba na 2 km. Rychlost potřebná k jeho provedení je 248 m/s a sonda spotřebuje 48 kg paliva [92].

Druhý skok povede k přistání v místě, kde sonda zůstane přes zimu. V této době bude provádět výzkum atmosféry a počká do jara, kdy začnou být gejzíry aktivní a bude možné je pozorovat. Délka tohoto skoku je plánována na 100 metrů. Rychlost potřebná k jeho provedení je 60 m/s a množství spotřebovaného paliva je 12 kg [92].

Třetí skok je pouze volitelný v případě, že by bylo nutné sondu orientovat jiným způsobem vůči poli gejzírů a pokud by to dovolovalo množství paliva [92].

Průběhy skoků jsou naplánovány jako balistické křivky. Po startu má sonda 2 sekundy vertikálně stoupat a následuje náklon pod úhlem 35° vzhledem k lokální vertikále. Poté je sonda orientována tak, aby byla vynulována horizontální složka rychlosti a následně je zahájen vertikální sestup a přistání [92].

Výpočet probíhal s konstantní hodnotou hustoty atmosféry $0,017314 \text{ kg/m}^3$ [92].

6.2 TALARIS (Terrestrial Artificial Lunar And Reduced Gravity Simulator)

Jedná se o projekt, v jehož rámci je vyvíjen technologický demonstrátor hopperu a následně i hopper samotný. Na vývoji se podílí „Charles Stark Draper Laboratory“ a „Massachusetts Institute of Technology“ v rámci soutěže „Google Lunar X-Prize contest“. Tento demonstrátor je zaměřen na testování tzv. „Guidance, Navigation and Control“ (GNC) algoritmu na prototypu hopperu při simulovaném nižším gravitačním zrychlení [94].



Obr.6.2. Technologický demonstrátor Hopperu Talaris [94]

6.2.1 Technické specifikace

Demonstrátor hopperu pro svůj pohyb využívá 4 elektrické vrtulové motory upevněné po stranách, 4 trysky na stlačený plyn ve vertikálním směru a 4 stejné trysky v horizontálním směru. Pomocí rozdílných velikostí tahu mohou trysky ve vertikálním směru ovlivňovat podélný náklon a zatačení. Trysky v horizontálním směru ovlivňují příčný náklon a posuv do boku [94].

Vrtulové motory se nacházejí pouze v demonstrátoru a jsou zde kvůli simulaci nízké měsíční gravitace. Trysky na stlačený plyn simulují raketové motory. U reálného hopperu budou použity raketové motory spalující hydrazin ve formě jednosložkového paliva [94].

V této tabulce jsou uvedeny navržené parametry demonstrátoru hopperu.

Hmotnosti:		Parametry motorů:	
Celková hmotnost:	49,7 kg	Specifický impuls hlavních motorů:	$454 \frac{N \cdot s}{kg}$
Celková hmotnost po motorickém přistání:	-	Specifický impuls řídicích motorů:	-
Celková hmotnost paliva:	4,7 kg	Celkový tah vertikálních motorů:	200 N
Hmotnost paliva po přesunu:	-	Celkový tah horizontálních motorů:	70 N

Tab.6.2. Tabulka základních údajů o hopperu TALARIS [95]

6.2.2 Skok

Tento hopper nebude využívat pro skok trajektorii založenou na balistické křivce, ale vystoupá do stanovené výšky. Zde dojde ke snížení tahu motoru a sonda se v této výšce přesune na určené místo, kde se zastaví a začne klesat zpět na povrch. Tento přesun pojmenovaný „hover-hop“ je

sice v porovnání se skokem, jehož trajektorii je balistická křivka, náročnější na spotřebu paliva, ale umožňuje případné změny trajektorie [94].

Demonstrátor vystoupá do výšky 2 metrů, poté se přesune o 2 metry a opět dosedne. Během přesunu se bude pohybovat rychlostí 1 m/s. Skutečný hopper na povrchu Měsíce vystoupá do výšky 5 – 10 metrů, přesune se o 500 metrů a přistane zpět na povrchu, přičemž rychlost se bude pohybovat v rozmezí 15 – 20 m/s [94].

6.3 Další zástupci

O vytvoření měsíčního hopperu se také pokouší studenti „University of Southampton“. Jejich návrh počítá s jedním hybridním raketovým motorem o tahu 400 N [96].

NASA pracuje také na návrhu sondy s názvem „Triton Hopper“, která by přistála na povrchu měsíce Triton, který obíhá kolem planety Neptun [97].

7 Návrh mise

Tato kapitola je věnována návrhu mise „hybridního hopperu“, který bude pro svůj pohyb využívat hybridní raketový motor.

7.1 Základní informace o návrhu mise

Jedním z hlavních cílů této práce je navrhnout misi hopperu na povrchu planety Mars. Takovéto návrhy obsahují vždy komplexní informace o rozměrech a parametrech daného zařízení, vědeckých přístrojích, detailním popisu místa přistání a celkově zahrnují velké množství dalších parametrů. Proto se takové práci věnují rozsáhlé vědecké týmy odborníků z různých oblastí vědy a techniky.

Vzhledem k povaze této práce bude návrh této konkrétní mise značně zjednodušen na základní parametry. Mezi tyto parametry patří například stanovení údajů o motoru nebo o hopperu a stanovení základních parametrů skoku ze kterých poté bude vypočítána délka skoku a množství spotřebovaného paliva.

Práce se zároveň nebude zabývat detailním průzkumem míst přistání, určováním vědeckého vybavení, rozměrových parametrů hopperu a dalších detailních informací o hopperu samotném nebo o jeho motorech.

7.2 Určení základních parametrů hopperu

Na základě informací z předchozích kapitol této práce byly ustanoveny základní parametry této sondy. Nejpodstatnějšími informacemi byly parametry motorů použitých v jednotlivých misích, hmotnosti zařízení a hmotnosti paliva. Dalšími důležitými parametry byly informace o planetě samotné.

Z parametrů v úvodu je patrné, že hmotnost většiny zařízení není vyšší než 400 kg a často se pohybuje kolem hodnoty 350 kg. Proto bylo stanoveno, že celková hmotnost hopperu před prvním skokem bude právě 300 kg. Dalším důvodem pro hodnotu tohoto parametru je, že nižší hmotnost umožňuje menší rozměry hopperu, což je důležité pro zjednodušení parametrů pohybu v atmosféře. Fakt, že hmotnost nebude příliš vysoká, nebo příliš malá, znamená, že vypočtené parametry se i přes zjednodušení nebudou výrazně lišit od reálných parametrů.

Množství paliva bylo opět určeno na základě parametrů předchozích misí a bylo stanoveno na hmotnost 60 kg. Tato hodnota byla zvolena s ohledem na možnou hmotnost samotné konstrukce hopperu, motorů a nádrží.

Předem určeným parametrem bylo, že v návrhu půjde o platformu schopnou skoků po povrchu Marsu a pro tento účel bude využívat technologii hybridních raketových motorů.

Specifický impuls využitého hybridního motoru byl stanoven s ohledem na obecné parametry daného typu motoru a byla zvolena hodnota $2\,400 \frac{N \cdot s}{kg}$.

Tah motoru byl stanoven výpočtem z požadovaného poměru tahu a hmotnosti (TWR). Tato hodnota vyjadřuje, zda je motor schopný vyvinout dostatečnou sílu, aby překonala gravitační sílu, kterou působí těleso (planeta) na zařízení, jež chceme tímto motorem zvednout. Pokud je TWR vyšší než 1, vyvíjí motor dostatečný tah pro překonání gravitační přitažlivosti tělesa a zrychluje. TWR motoru hopperu byl stanoven na základě hodnoty TWR, který byl použit pro jednu z mála misí, která po přistání na cizím tělese opět startovala. Touto misí byl lunární modul programu Apollo. Na základě těchto údajů byl stanoven TWR o hodnotě 2,1 [89; 90].

Dalším parametrem, jež bylo potřeba určit bylo množství motorů RCS a jejich spotřeba paliva. Motory RCS jsou důležitou součástí každé sondy, jelikož umožňují její natáčení v prostoru. Bez těchto motorů by nebylo možné sondu namířit do potřebného směru. Bylo zvoleno, že pro dostatečnou orientaci bude potřeba 4 motorů, které budou umístěny po obvodu sondy v rozestupech 90°. Jelikož ve zdrojových dokumentech nebylo uvedeno kolik paliva bylo

spotřebováno na manévrování, bylo nutné tuto hodnotu odhadnout. Spotřeba paliva těmito motory byla stanovena na 10 % spotřeby hlavního motoru, po každém skoku. Tato hodnota je následně vždy přičtena ke spotřebě hlavního motoru.

Posledním dopředu určeným parametrem bylo rezervní množství paliva. Tato hodnota je odvozena z parametrů sondy Mars Geyser hopper a její hodnota činí 30 % z celkového množství paliva. Toto palivo může být poté použito k dalšímu skoku. Tento skok by čerpal právě z palivových rezerv a musel by být dokonale propočítán na základě aktuálního množství paliva. Případně by mohl být rozdělen na více menších skoků, pokud by to okolní terén dovolil.

V následující tabulce jsou přehledně uvedeny jednotlivé vstupní parametry.

Hmotnost landeru	Hmotnost paliva	Specifický impuls motoru	TWR	Spotřeba RCS	Rezerva paliva
300 kg	60 kg	$2\,400 \frac{N \cdot s}{kg}$	2,1	10 % z využitého paliva při každém skoku	30 % z celkového množství paliva

Tab.7.1. Tabulka základních parametrů mise

7.3 Zjednodušení

Vzhledem k vysoké obtížnosti výpočtů parametrů sond byla zavedena řada zjednodušení, která bylo možno aplikovat díky některým obecně známým hodnotám.

Nejdůležitějším zjednodušením je, že ve výpočtu není brán zřetel na atmosféru a její odpor vůči pohybu sondy. Toto zjednodušení umožňuje fakt, že atmosféra Marsu je velmi řídká. Platnost tohoto zjednodušení je dále ověřována následným výpočtem rychlosti zvuku v atmosféře Marsu a jejím poměrem s nejvyšší dosaženou rychlostí během skoku. Zároveň zanedbáváme její další vlivy, jako je například vliv tlaku atmosféry na expanzi plynů vycházejících z trysky motoru, čímž je ovlivněna výtoková rychlost spalín. [97]

Kvůli usnadnění výpočtu byla jako trajektorie letu zvolena parabola. Toto řešení umožňuje udělit sondě během startu dostatečnou rychlost pro dosažení maximální výšky, poté snížit tah motoru na nulu a následně ho opět zvýšit během přistání a zbrzdit sondu těsně před dosednutím. Zároveň je tento typ trajektorie méně náročný na palivo [94].

Vzhledem k výběru trajektorie je možné zvolit další zjednodušení. Tímto zjednodušením je, že změna rychlosti při startu a přistání bude okamžitá. To znamená, že na začátku ještě v nulové výšce nad terénem je sondě udělena potřebná rychlost a při přistání je jí v okamžiku dotyku povrchu odebrána. S tímto zjednodušením je také spojeno, že se nebere v úvahu změna specifického impulsu motoru v závislosti na změně tahu. Tah samotný je po celou dobu zrychlování brán jako konstantní a na maximální možné hodnotě. Toto zjednodušení je ověřeno kontrolním výpočtem, zdali motor na plný výkon musí hořet kratší dobu, než je předpokládána délka letu.

Kvůli zjednodušení samotného výpočtu jsou všechny parametry počítány pro jeden velký motor umístěný uprostřed spodní části konstrukce, nikoliv pro větší množství malých motorů umístěných po obvodu hopperu.

7.4 Vzorce a veličiny

V této části jsou uvedeny všechny základní vzorce, které byly využity pro výpočet. Potřebné veličiny z nich byly vyjádřeny nebo byly určeny na základě kombinací těchto vzorců.

V tabulce níže jsou uvedeny významy veličin, jejich symbolické označení a jednotky.

Význam	Symbol	Jednotka	Význam	Symbol	Jednotka
Čas	t	[s]	Počáteční poloha	s_0	[m]
Dráha	s	[m]	Počáteční rychlost	v_0	[m/s]
Gravitační zrychlení:	g	[m/s ²]	Poissonova konstanta	κ	[–]
Hmotnost tělesa:	m	[kg]	Rychlost	v	[m/s]
Hmotnost rakety po zážehu	m_{ps}	[kg]	Výtoková rychlost spalín	v_e	[m/s]
Hmotnost rakety před zážehem:	m_0	[kg]	Výška nad povrchem:	h	[m]
Lokální termodynamická teplota	T	[K]	Zrychlení	a	[m/s]
Molární hmotnost	M	[kg/kmol]	Změna rychlosti	Δv	[m/s]
Molární plynová konstanta	R_m	[J/kmol * K]			

Tab.7.2. Tabulka základních veličin [97; 99; 100]

Zde jsou uvedeny základní vzorce, které byly použity pro výpočet [97; 99; 100].

Vzorec pro výpočet kinetické energie:

$$E_k = \frac{1}{2} * m * v^2 \text{ [J]}$$

Vzorec pro výpočet potenciální energie:

$$E_p = m * g * h \text{ [J]}$$

Síla působící na těleso:

$$F = m * a \text{ [N]}$$

Ciolkovského rovnice:

$$\Delta v = v_e * \ln\left(\frac{m_0}{m_{ps}}\right) \text{ [m/s]}$$

Rovnoměrný přímočarý pohyb:

$$s = v * t \text{ [m]}$$

Rychlost rovnoměrně zpomaleného pohybu:

$$v = v_0 - a * t \text{ [m/s]}$$

Dráha rovnoměrně zpomaleného pohybu:

$$s = s_0 + v_0 * t - \frac{1}{2} * a * t^2 \text{ [m]}$$

Měrná plynová konstanta:

$$r = \frac{R_m}{M} \text{ [J/kg * K]}$$

Rychlost zvuku:

$$c = \sqrt{\kappa * r * T} \text{ [m/s]}$$

Machovo číslo:

$$M = \frac{v}{c}$$

7.5 Postup výpočtu

Výpočet byl realizován pomocí programu Mathcad Prime a skládá se ze 4 částí. Ukázkový výpočet je uveden v příloze A.

7.5.1 Výpočet parametrů skoků

Tento výpočet vychází z předpokladu rovnosti kinetické a potenciální energie a je možné ho použít pouze na základě zjednodušení, která jsou zmíněna v předchozí podkapitole. Jelikož postup výpočtu je u všech skoků stejný a liší se pouze vstupními parametry, jsou u veličin v tomto obecném postupu čísla vztahující se k jednotlivým skokům nahrazena písmenem „i“.

První výpočet vychází z předpokladu rovnosti kinetické a potenciální energie v místě vrcholu skoku. Z této rovnosti byl vyjádřen vzorec pro výpočet velikosti vektoru rychlosti ve vertikálním směru (v_{iy}) potřebné k dosažení výšky, ve které se tento vrchol nachází.

Ve druhém výpočtu je určena doba (t_i), za jakou se sonda dostane do výšky (y_i), ve které se nahází vrchol skoku. Výpočet vychází ze vzorce pro rychlost rovnoměrně zpomaleného pohybu za předpokladu, že koncová rychlost (v) je nulová.

Velikost vektoru počáteční rychlosti (v_i) je vypočítána na základě znalosti (v_{iy}) a úhlu (α), který svírá v_i s horizontálním směrem. Ze stejných hodnot je vypočítána také velikost vektoru rychlosti v horizontálním směru (v_{ix}). Rychlost v horizontálním směru (v_{ix}) je v průběhu celého skoku stejná.

Na základě vzorce pro rovnoměrný přímočarý pohyb, t_i a znalosti v_{ix} je vypočítána horizontální vzdálenost vrcholu skoku od místa startu (l_i).

Následně je vypočítána výška vrcholu skoku nad místem dopadu ($y_{i,2}$). Ta je stanovena ze součtu y_1 a rozdílu výšek startu a dopadu (Δh_i).

Dopadová rychlost ve vertikálním směru je stanovena ze stejného vzorce jako v_{iy} a následně z této rychlosti je vypočítána doba pádu ($t_{i,2}$). Na základě znalosti $t_{i,2}$, v_{ix} a znalosti vzorce pro rovnoměrný přímočarý pohyb je možné vypočítat horizontální vzdálenost, kterou sonda uletí během pádu ($l_{i,2}$).

Z Pythagorovy věty je následně vypočítána velikost dopadové rychlosti ($v_{i,2}$).

Horizontální vzdálenost, kterou sonda uletí mezi místem startu a místem přistání (d_i), je stanovena na základě součtu hodnot l_i a $l_{i,2}$.

Spotřeba paliva je počítána z Ciolkovského rovnice, kdy byla z této rovnice vyjádřena hmotnost sondy po ukončení startovního zážehu ($m_{po.i.s.}$). Dále známe hmotnost sondy před tímto zážehem ($m_{př.i.s.}$). Tato hodnota je vypočítána jako hmotnost sondy po brzdění ($m_{po.(i-1).b.}$), od níž je ještě odečtena spotřeba RCS motorů ($m_{RCS(i-1)}$). Během prvního zážehu je hmotnost před zážehem označena pouze „m“. Celková změna rychlosti (Δv_i) je rovna rychlosti v_i . Jelikož hodnota specifického impulsu ve formátu, v jakém je uváděna v celé práci, je rovna hodnotě výtokové rychlosti plynů, jsou známy všechny hodnoty potřebné pro výpočet [97].

Hmotnost paliva, které je během startu spotřebováno ($m_{s.p.i.s.}$), je vypočítána rozdílem hmotnosti sondy před startem (m) pro 1. skok, ($m_{p(i-1)}$) pro všechny následující a $m_{po.i.s.}$.

Hmotnost sondy po brzdění ($m_{po.i.b.}$) je vypočítána úplně stejně jako hmotnost sondy po startu. Hmotnost před brzděním ($m_{př.i.b.}$) je rovna $m_{po.i.s.}$ a celková změna rychlosti $\Delta v_{i,2}$ je rovna rychlosti $v_{i,2}$.

Palivo spotřebované na brzdění ($m_{s.p.na.i.b.}$) je určeno rozdílem hodnot $m_{př.i.b.}$ a $m_{po.i.b.}$.

Poté je ze součtu paliva spotřebovaného na start a brzdění určena celková hmotnost paliva, které hlavní motor spotřeboval na daný skok ($m_{s.b.i.s.}$). Z tohoto množství paliva je stanovena procentuální hodnota odpovídající spotřebě RCS motorů.

Palivo, které sondě zbyde v nádrži po provedení skoku, je stanoveno jako množství paliva před skokem ($m_{p(i-1)}$), v případě prvního skoku pouze „m“, od kterého jsou odečítány hmotnosti spotřebovaného paliva $m_{s.p.i.s.}$, $m_{s.p.na.i.b.}$, a m_{RCSi} .

7.5.2 Kontrola překročení nadzvukové rychlosti

Z rovnice pro výpočet rychlosti zvuku byla vypočítána rychlost zvuku v atmosféře Marsu pro střední hodnoty výšky a teploty. Tato hodnota je následně porovnána s nejvyšší rychlostí, které sonda dosáhne. Výsledný poměr (Machovo číslo) nám řekne, jestli je možné zanedbat vliv atmosféry, nebo se již sonda dostala do situace, kdy atmosféra klade příliš velký odpor. Ideální hodnota se nachází v okolí hodnoty 0,3 a pod touto hodnotou.

7.5.3 Kontrola, jestli není doba letu kratší než maximální doba hoření

Nejdříve je vypočítána gravitační síla (F_g), kterou na sondu působí gravitační pole Marsu (g). Tato síla je následně vynásobena hodnotou TWR. Z výsledku vychází, jaký je maximální potřebný tah motoru, jenž byl zvolen pro pohon sondy. Z definice I_{sp} lze následně vytvořit vzorec pro výpočet spotřeby motoru během jedné sekundy, pakliže motor pracuje na plný tah

($m_{\text{spotřeba}}$). Následně je spočítán podíl množství paliva spotřebovaného na jednotlivé fáze skoků $m_{\text{s.p.i.s}}$ a $m_{\text{s.p.na.i.b}}$ a paliva spotřebovaného za jednu sekundu. Z tohoto podílu vyjde čas, během kterého sonda spálí dané množství paliva ($t_{\text{i.s}}$ a $t_{\text{i.p}}$). Tento čas je následně porovnán s odpovídajícími hodnotami délky času jednotlivých fází, tedy (t_i a $t_{i.2.}$).

V situaci, kdy jsou hodnoty $t_{\text{i.s}}$ a $t_{\text{i.p}}$ větší než hodnoty t_i a $t_{i.2.}$, je skok neproveditelný a sonda by při daném manévru havarovala.

7.5.4 Vykreslení grafu závislosti délky skoku na jeho výšce

Funkce pro vykreslování grafu slouží pro vizualizaci, jak vypadá trajektorie skoku. Tyto grafy se skládají z funkce pro start a funkce pro přistání.

Jako první je určen čas, kdy se bude sonda nacházet ve vrcholu skoku (t_{fini}). Tato hodnota se rovná t_i .

Dále je určena funkce závislosti polohy ve vertikálním směru na čase ($y_{\text{if}}(t_{\text{if}})$). Tato funkce je určena z rovnice pro dráhu rovnoměrně zpomaleného pohybu.

Následně je určen časový interval, během kterého bude tato funkce vykreslována.

Posledním krokem je určení závislosti dráhy v horizontálním směru na čase ($x_{\text{lf}}(t_{\text{lf}})$).

O vykreslení grafu se poté už postará program Mathcad.

7.6 Vlivy sledovaných parametrů

Tato podkapitola obsahuje vlivy jednotlivých parametrů na pohyb sondy. Ještě předtím, než bude navrhnut plán mise pro danou sondu, je nutné zjistit, jak se budou některé zvolené parametry navzájem ovlivňovat a jak budou ovlivňovat parametry klíčové pro pohyb.

7.6.1 Počet skoků

Počet skoků, které sonda provede, má značný vliv na celou misi. Od jejich počtu se odvíjí například celková délka doletu nebo výšky jednotlivých skoků. Dále se mění počet míst, které sonda prozkoumá. Proto je tento parametr jeden z nejdůležitějších.

Ke zjištění, jak velký je vliv počtu skoků, bylo nutné nastavit vstupní parametry tak, aby bylo množství paliva po posledním skoku přibližně stejné.

Výpočet vychází z předpokladu, že všechny skoky v rámci jednoho nastavení jsou prováděny do stejné výšky skoku a pod úhlem 45° . Rovněž jsou všechny skoky prováděny tak, že místo startu a místo přistání jsou ve stejné výšce. To vše poté umožňuje přesné porovnání.

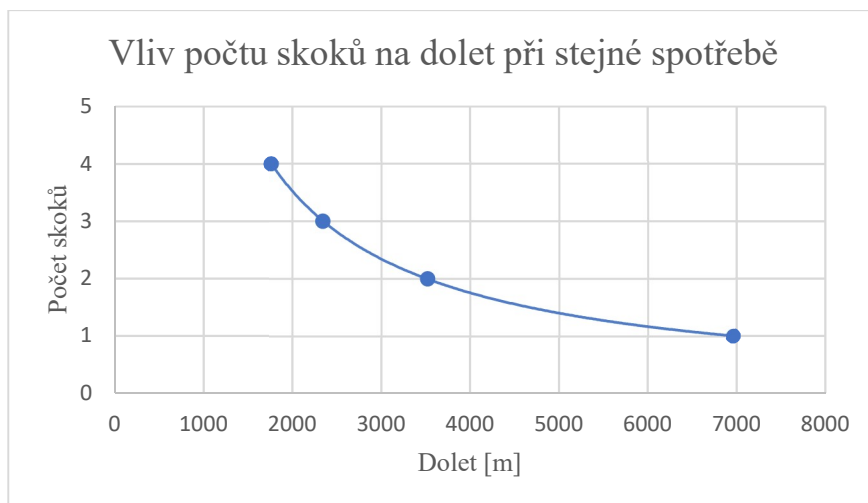
Základní parametry charakterizující sondu zůstávají beze změny.

V tabulce níže jsou uvedeny výsledky, včetně dalších sledovaných parametrů.

Vliv počtu skoků na dolet při stejné spotřebě				
Počet skoků	1	2	3	4
Dolet [m]	6 960	3 520	2 340	1 760
Stav paliva [kg]	18,641	18,559	18,659	18,627
Výška skoku [m]	1 740	440	195	110

Tab.7.3. Vliv počtu skoků na dolet při stejné spotřebě

Zde je uveden graf, jenž ukazuje závislost počtu skoků na celkový dolet sondy.



Obr. 7.1. Vliv počtu skoků na dolet při stejné spotřebě

Z uvedeného grafu by se mohlo zdát, že pokud chceme od sondy co největší dolet, bude nejlepší použít co nejvyšší skok, ale musíme brát ohled na zjednodušení, kterými je výpočet zatížen. Vyšší skok totiž znamená vyšší rychlost nutnou k dosažení dané výšky. To poté vede k vyšším hodnotám Machova čísla, z čehož plyne, že nelze zanedbat vliv atmosféry, která poté klade větší odpor proti pohybu sondy. Takže při vyšších rychlostech je nutné pro dosažení dané výšky spálit více paliva, než je uvedeno v tomto výpočtu. To by mohlo mít za následek, že vyšší skok bude méně účinný, než se jeví z výpočtu.

7.6.2 Úhel skoku

Tento parametr je důležitý pro určení, jakou vzdálenost během jednoho skoku sonda urazí a kolik paliva při tom spotřebuje.

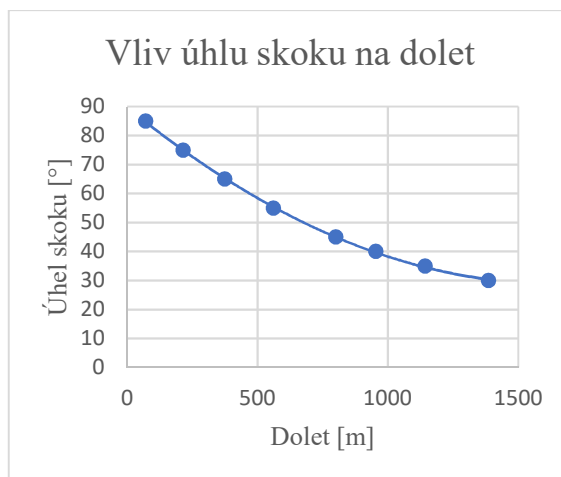
Ke zjištění tohoto vlivu bylo potřeba využít situaci, kdy bude proveden pouze jediný skok, protože další skoky už by svými parametry mohl ovlivnit výsledky. Jeho výška byla stanovena na 200 metrů. Větší výška by měla při nižších hodnotách úhlů za následek příliš vysokou startovní rychlost. To by vedlo k vysokým hodnotám Machova čísla, a údaje by tím pádem byly značně zkreslené oproti realitě. Z tohoto důvodu nejsou prověřovány úhly nižší než 30°. Dalším důvodem, proč nejsou tyto úhly prověřovány, je, že sonda by v takovém případě musela provádět prudké manévry, což by pro ni mohlo být nebezpečné a taky by to mohlo mít za následek vyšší spotřebu paliva, což výše zmíněný model výpočtu nezohledňuje.

Ostatní parametry charakterizující sondu jsou beze změny.

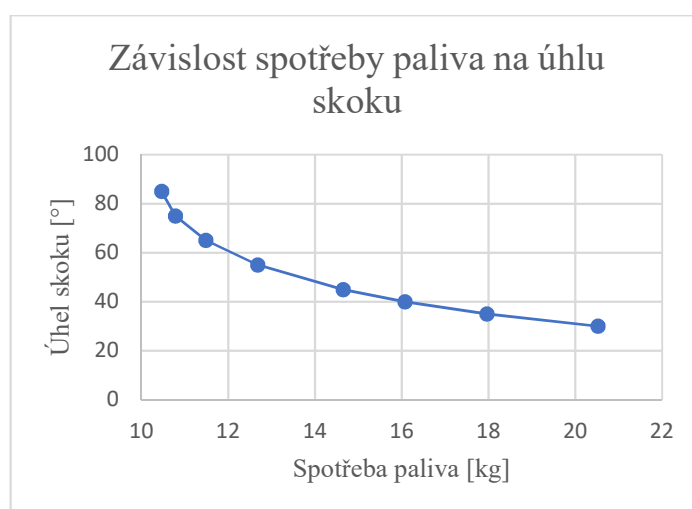
Vliv úhlu skoku								
Úhel skoku [°]	30	35	40	45	55	65	75	85
Dolet [m]	1 385,641	1 142,518	953,403	800	560,166	373,046	214,359	69,991
Spotřeba paliva [kg]	20,522	17,962	16,076	14,647	12,682	11,484	10,787	10,465
Rychlost [m/s]	77,045	67,162	59,931	54,479	47,028	42,505	39,882	38,67
Výška skoku [m]	200							

Tab. 7.4. Vliv úhlu skoku

Z výše uvedené tabulky byl vygenerován graf ukazující závislost doletu na úhlu, pod kterým je skok proveden, a také graf ukazující závislost spotřeby paliva na tomto úhlu.



Obr. 7.2. Vliv úhlu skoku na dolet



Obr. 7.3. Závislost spotřeby paliva na úhlu skoku

Z výše uvedené tabulky vyplývá, že úhel skoku neovlivňuje jen dolet, ale také spotřebu paliva a zejména rychlost nutnou k dosažení požadované výšky. Z grafu závislosti doletu na úhlu skoku vyplývá, že při nižších úhlech potřebuje sonda pro dosažení stejné výšky delší dráhu, a v důsledku toho se zvyšuje i její dolet.

Z grafu závislosti spotřeby paliva na úhlu skoku vyplývá, že úhel skoku může změnit spotřebu paliva téměř o 50 %. To je způsobeno tím, že celková rychlost je podle úhlu rozdělena do vertikální a horizontální složky. Vzhledem k tomu, že vertikální složka rychlosti je kvůli konstantní výšce skoku ve všech případech stejná, je spotřeba ovlivněna pouze měnící se horizontální složkou, jejíž velikost se zvyšuje se snižujícím se úhlem. Důsledkem toho je, že u skoků provedených pod nižším úhlem je spotřeba vyšší.

Celkově tato data potvrzují, že optimální rovnováhou mezi spotřebou a doletem v tomto konkrétním modelu je úhel skoku 45°. Ovšem v reálné situaci, kdy by byl brán zřetel na odpor atmosféry, by tento úhel byl pravděpodobně nižší.

7.6.3 Specifický Impuls

Specifický impuls je základní parametr motoru sondy. Jeho hodnota, která je využívána u všech výpočtů, byla stanovena v předchozí podkapitole a byla brána jako konstantní. V této části jsou

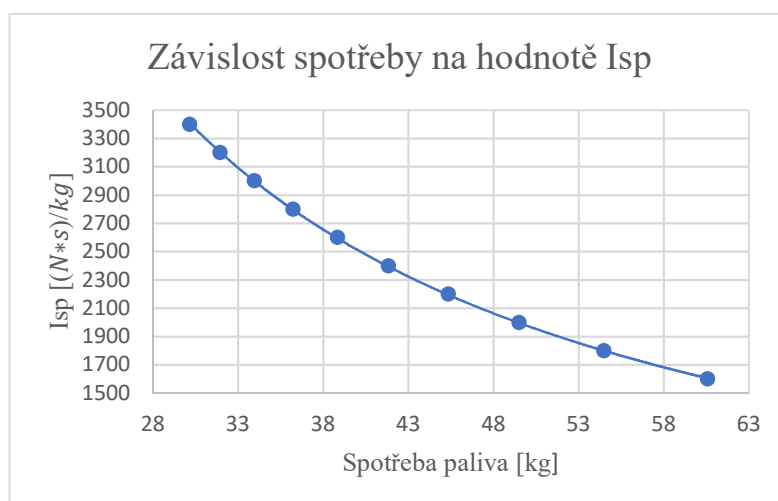
uvedeny situace, kolik by sonda spotřebovala paliva s jinými hodnotami specifického impulsu, než jaký byl v úvodu určen.

Výpočet je realizován z předpokladů uvedených v tabulce a pro 3 skoky. Výška jednotlivých skoků byla stanovena na hodnotu 200 metrů a úhel byl stanoven pro maximální dolet, tedy 45°. Všechny skoky začínaly a končily ve stejné výšce. Specifický impuls byl měněn na základě znalostí specifického impulsu hybridních raketových motorů a raketových motorů využitých pro přistání na Marsu.

Vliv specifického impulsu										
$I_{sp} \left[\frac{N \cdot s}{kg} \right]$	1 600	1 800	2 000	2 200	2 400	2 600	2 800	3 000	3 200	3 400
Spotřeba paliva [kg]	60,56	54,47	49,49	45,33	41,83	38,82	36,22	33,94	31,93	30,15
Výška skoků [m]	200									
Úhel skoků [°]	45									

Tab.7.5. Vliv specifického impulsu

Z vypočtených hodnot byl vytvořen následující graf.



Obr.7.4. Závislost spotřeby na hodnotě I_{sp}

Z tohoto grafu je patrné, že spotřeba paliva je na hodnotě specifického impulsu nelineárně závislá. Z toho vyplývá, že pokud budeme chtít dále snižovat spotřebu, budeme muset ještě více zvyšovat specifický impuls raketových motorů, což může být při dosažení určitých hodnot velmi technicky náročné.

7.6.4 Výška skoku

Výška skoku ovlivňuje dolet sondy a spotřebu paliva, což jsou v podstatě nejdůležitější parametry, jež vycházejí z tohoto modelu.

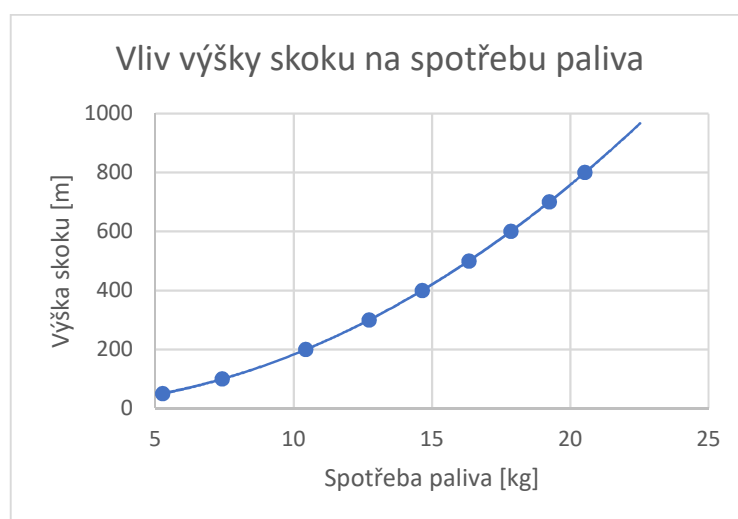
První výpočet byl proveden za předpokladu, kdy sonda v podstatě skáče na jednom místě. Úhel skoku je nastaven na 90°, protože takto je nejlépe ověřeno, kolik paliva je vlastně využito k dosažení potřebné výšky. Maximální výška byla stanovena na 800 metrů, neboť při vyšších hodnotách už Machovo číslo vycházelo příliš vysoké. Při výšce skoku 800 metrů je jeho hodnota 0,339. Zároveň byl realizován pouze pro jeden skok.

Všechny ostatní parametry sondy jsou stále stejné. Přestože při takovém skoku není potřebné provádět korekce trajektorie, je nutné sondu nějakým způsobem stabilizovat, proto jsou hodnoty spotřebovaného paliva odečteny včetně spotřeby RCS motorů.

Vliv výšky skoku na spotřebu									
Výška skoku [m]	50	100	200	300	400	500	600	700	800
Úhel skoku [°]	90								
Spotřeba paliva [kg]	5,255	7,407	10,426	12,723	14,647	16,332	17,848	19,236	20,522

Tab.7.6. Vliv výšky skoku na spotřebu

Z těchto hodnot byl poté vynesena graf závislosti spotřeby paliva na výšce skoku.



Obr.7.5. Vliv výšky skoku na spotřebu paliva

Druhý výpočet byl proveden za předpokladu, kdy je úhel skoku stanoven na 45°. Tento úhel byl zvolen, jelikož je nejideálnější. Maximální výška byla stanovena obdobným způsobem jako v předchozím případě. V této situaci však jen na 400 metrů. Potřebná rychlost při tomto úhlu a výšce je stejná jako při úhlu 90° a výšce 800 metrů. Dosahuje tedy machu 0,339.

Všechny ostatní parametry sondy jsou opět stejné.

Vliv výšky skoku pod úhlem na dolet a spotřebu								
Výška skoku [m]	50	100	150	200	250	300	350	400
Úhel skoku [°]	45							
Dolet [m]	200	400	600	800	1000	1200	1400	1600
Spotřeba paliva [kg]	7,407	10,426	12,723	14,647	16,332	17,848	19,236	20,522

Tab.7.7. Vliv výšky skoku pod úhlem na dolet a spotřebu



Obr. 7.6. Závislost doletu na výšce skoku

Z grafu pro závislost spotřeby paliva na výšce skoku lze vyčíst, že tato závislost je exponenciální. To je způsobeno využitím Ciolkovského rovnice, která nám říká, že při nižší hmotnosti potřebujeme také méně paliva pro dosažení stejné změny rychlosti jako u těžšího objektu.

Z výsledků druhého výpočtu je patrné, že závislost doletu na výšce skoku v situaci, kdy je úhel 45° , je lineární, a vzhledem ke stejné počáteční rychlosti, je stejná i spotřeba paliva.

7.6.5 Rozdílná výška místa startu a místa přistání

Vzhledem k tomu, že terén není nikde rovný a místa startu a přistání se můžou nacházet v rozdílných výškách, je nutné tento fakt zohlednit i ve výpočtu.

Tento fakt ovlivňuje nejen dolet, ale i palivo, které bylo na takový skok spotřebováno.

Aby bylo možné jednotlivé výšky porovnat, bylo nutné si stanovit jednu konkrétní výšku skoku a poté určit, v jaké výšce bude sonda přistávat oproti místu, z něhož startovala. Vrchol skoku byl stanoven ve výšce 200 metrů nad místem startu a úhel, pod kterým je skok prováděn, byl stanoven na 65° , jelikož při skocích s výrazným rozdílem výšky nám nejde ani tolik o dolet, jako o překonání daného výškového rozdílu.

Nejnižší místo přistání bylo stanoveno na 500 metrů pod místem startu, protože nižší hodnoty mají za následek vysokou dopadovou rychlost. Při tomto skoku dosahuje sonda rychlosti 74,274 m/s, což je v atmosféře Marsu 0,327 machu.

Nejvyšší místo přistání bylo stanoveno na 150 metrů nad místem startu, neboť vyšší hodnoty mají za následek, že sonda by nemusela mít dostatek času na brzdění, a došlo by k havárii.

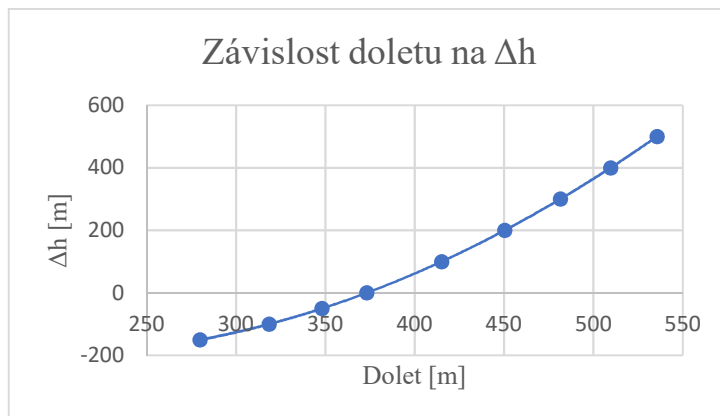
Všechny ostatní hodnoty týkající se hopperu jsou stejné, jako byly stanoveny.

V tabulce jsou uvedeny všechny sledované parametry. Veličina „ Δh “ je právě zmiňovaný rozdíl mezi výškou místa startu a místem dopadu. S ohledem na výpočet znamenají kladné hodnoty, že sonda přistává níže, než startovala, a záporné hodnoty, že sonda přistává ve větší výšce, než startovala.

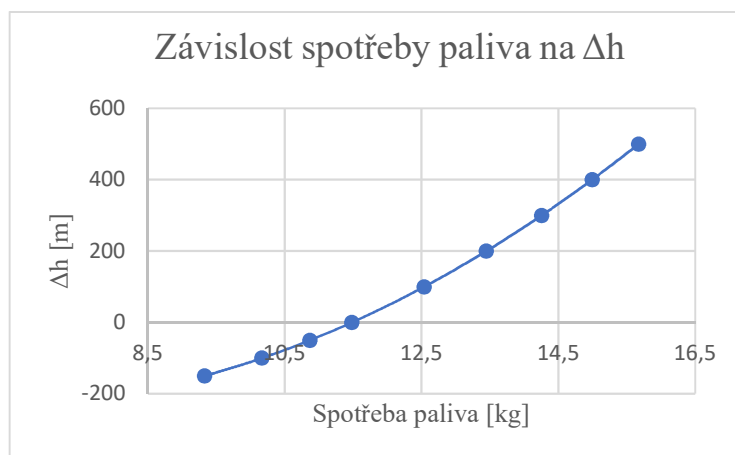
Závislost doletu a spotřeby paliva na Δh									
Δh [m]	500	400	300	200	100	0	-50	-100	-150
Výška skoku [m]	200								
Úhel [°]	65								
Dolet [m]	535,48	509,59	481,44	450,31	414,97	373,05	348,06	318,42	279,79
Spotřeba paliva [kg]	15,673	14,994	14,259	13,45	12,542	11,484	10,871	10,171	9,331

Tab. 7.8. Závislost doletu a spotřeby paliva na Δh

Z těchto hodnot byly poté vygenerovány grafy.



Obr. 7.7. Závislost doletu na Δh



Obr. 7.8. Závislost spotřeby paliva na Δh

Jak je patrné z výsledků, pakliže sonda svými skoky stoupá, využívá méně paliva, než když klesá. Na druhou stranu při klesání se zvyšuje dolet sondy. Proto je nutné vzít při plánování mise tento fakt v úvahu.

7.7 Návrh

Na základě výše stanovených závislostí byly sestaveny následující ukázkové plány misí z kterých bude poté vybrán jeden, který by bylo opravdu možné realizovat.

Veličiny včetně označení užitých v jednotlivých návrzích jsou uvedeny v této tabulce.

Indexy u jednotlivých veličin v následujících tabulkách značí číslo skoku, ke kterému se vztahují.

Veličina	Význam
Y	Výška vrcholu skoku nad místem startu
A	Úhel pod kterým je skok proveden
Δh	Rozdíl výšek místa startu a přistání
D	Horizontální vzdálenost, kterou sonda během skoku uletí

Tab.7.9. Základní parametry skoku

7.7.1 Plán mise číslo 1

První plán počítá s maximálním využitím paliva včetně značného zásahu do rezervy a demonstruje maximální možný dolet s bezpečnou výškou v dané oblasti.

Idealizací v tomto plánu, která umožňuje další porovnávání s ostatními je to, že sonda přistává ve stejné výšce, z jaké vystartovala. Pouze překonává terénní nerovnosti mezi místem startu a místem přistání.

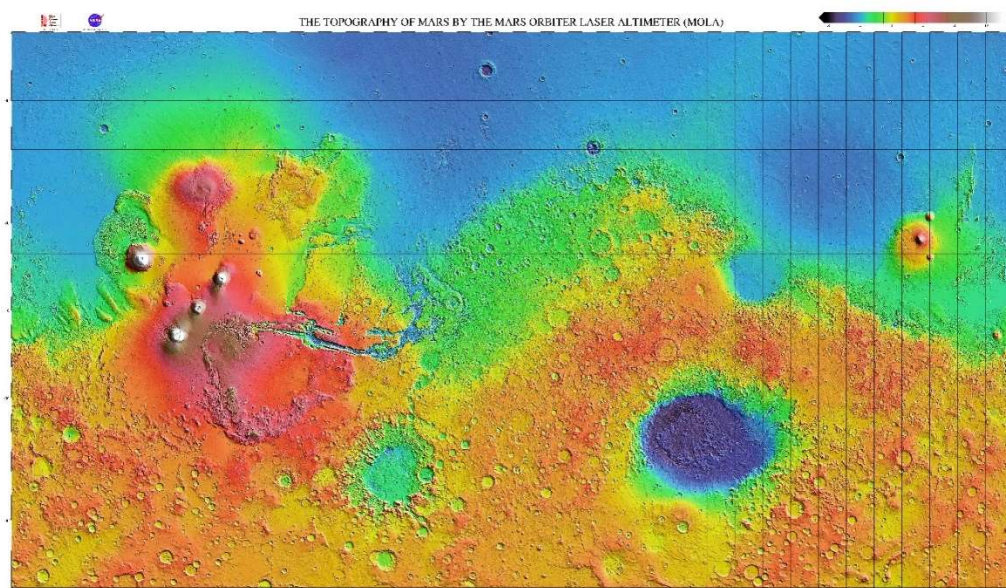
Ideální oblastí pro tento plán byla zvolena Acidalia Planitia. Tento výběr byl učiněn, protože v této oblasti se nachází velké množství útvarů, které mohou být pozůstatkem po sopečné činnosti. Jde o místa, v nichž se mohly v minulosti nacházet horké prameny a gejzíry. Zatím nebyla vyslána žádná sonda, která by měla za cíl tyto útvary prozkoumat. Dalším důvodem je, že jde o relativně rovnou a málo členitou oblast [33].

Z přiložené topografické mapy Marsu vyplývá, že maximální rozdíl ve výšce terénu je v této oblasti 200 – 300 metrů. Z důvodu bezpečnosti byla maximální výška skoku stanovena na 350 metrů. Maximálního doletu s uvážením výše zmíněných zjednodušení můžeme docílit pouze při skoku pod úhlem 45° .

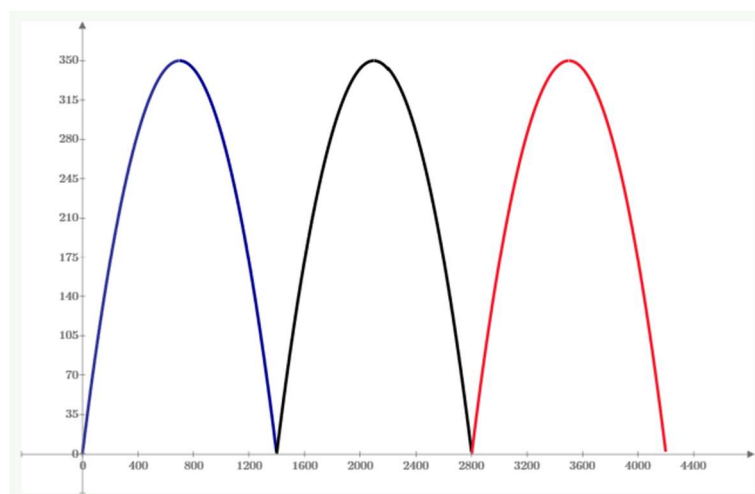
Celková vzdálenost, kterou hopper s využitím tohoto plánu uletí je 4 200 metrů.

Parametry 1. skoku	Spotřebované palivo během 1. skoku	Parametry 2. skoku	Spotřebované palivo během 2. skoku	
$y_1=350$ m $\alpha_1=45^\circ$ $\Delta h_1=0$ m $d_1=1\ 400$ m	Motor: 17,487 kg RCS: 1,749 kg	$y_2=350$ m $\alpha_2=45^\circ$ $\Delta h_2=0$ m $d_2=1\ 400$ m	Motor: 16,366 kg RCS: 1,637 kg	
Parametry 3. skoku	Spotřebované palivo během 3. skoku	Celkové množství motorem spotřebovaného paliva		Množství nevyužitého paliva
$y_3=350$ m $\alpha_3=45^\circ$ $\Delta h_3=0$ m $d_3=1\ 400$ m	Motor: 15,316 kg RCS: 1,532 kg	49,169 kg		5,914 kg
			Spotřeba RCS motorů	
			4,917 kg	

Tab.7.10. Tabulka parametrů pro misi číslo 1



Obr.7.9. Topografická mapa Marsu [32]



Obr.7.10. Grafické znázornění skoků plánu číslo 1

7.7.2 Plán mise číslo 2

Tento plán je navržený na výpočet maximálního doletu, ale oproti plánu 1 je zde brán zřetel na rezervní množství paliva.

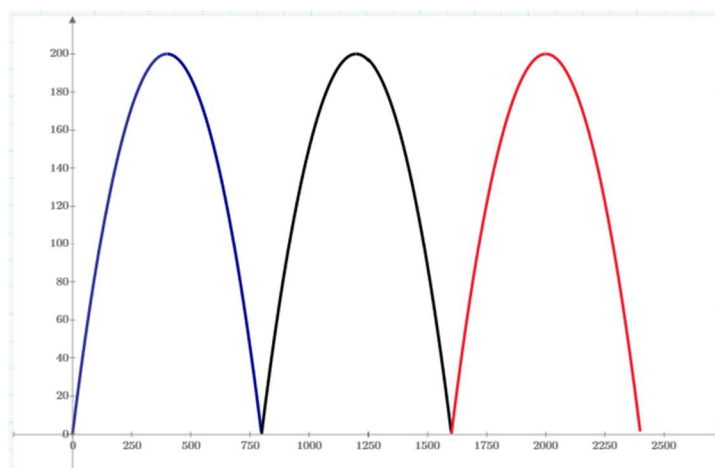
Hopper v takovéto situaci uletí vzdálenost pouhých 2 400 metrů.

Výhodou tohoto plánu je, že při vhodných podmínkách je možné provést ještě 4 skok s využitím posledních zbytků paliva. Se započítáním tohoto skoku sonda uletí 3 200 metrů a v nádrži jí zbyde 5,565 kg paliva, což vede k tomu, že je prozkoumáno více míst za cenu nižšího doletu, v porovnání s plánem číslo 1.

Tento návrh není veden pro určitou oblast, ale bylo by pravděpodobně možné ho rovněž použít pro oblast Acidalia Planitia. Musel by být pouze brán zřetel na důkladnější průzkum místa přistání z orbity planety, než by byla mise uskutečněna.

Parametry 1. skoku	Spotřebované palivo během 1. skoku	Parametry 2. skoku	Spotřebované palivo během 2. skoku	
$y_1=200$ m $\alpha_1=45^\circ$ $\Delta h_1=0$ m $d_1=800$ m	Motor: 13,315 kg RCS: 1,332 kg	$y_2=200$ m $\alpha_2=45^\circ$ $\Delta h_2=0$ m $d_2=800$ m	Motor: 12,665 kg RCS: 1,267 kg	
Parametry 3. skoku	Spotřebované palivo během 3. skoku	Celkové množství motorem spotřebovaného paliva	Spotřeba RCS motorů	Množství nevyužitých o paliva
$y_3=200$ m $\alpha_3=45^\circ$ $\Delta h_3=0$ m $d_3=800$ m	Motor: 12,047 kg RCS: 1,205 kg	38,027 kg	3,803 kg	18,17 kg

Tab.7.11. Tabulka parametrů pro misi číslo 2



Obr.7.11. Grafické znázornění skoků plánu číslo 2

7.7.3 Plán mise číslo 3

Plán mise s pořadovým číslem 3 vychází z předpokladu, že sonda přistane například v kráteru a postupně bude skákat po jednotlivých vyvýšeninách do vyšších poloh. Tento plán by mohl umožnit průzkum kráterů kde by nebylo možné se s roverem dostat nebo by bylo zbytečně drahé vysílat rover speciálně pro průzkum jednoho takového kráteru.

Výška vrcholu skoku byla stanovena na základě kontroly, jestli je doba hoření kratší než doba letu v daném úseku skoku. V situaci, kdy byla doba hoření blízko, době pádu byla zvětšena hodnota výšky vrcholu skoku.

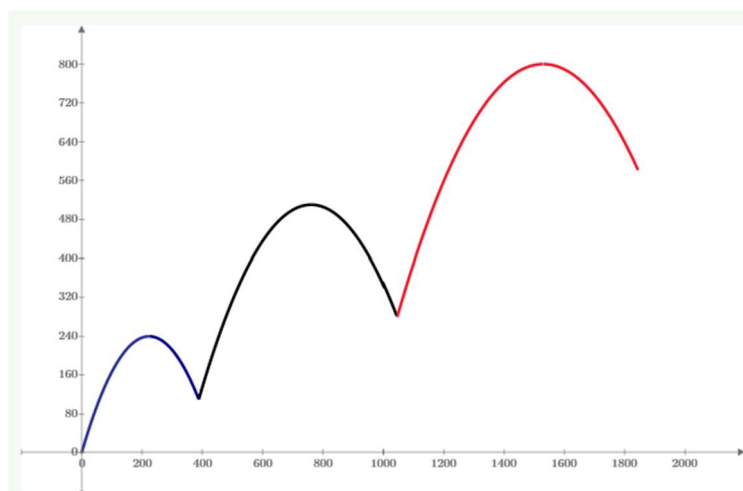
Vzhledem k náročnosti koordinace manévru stoupání je lepší mít zde větší hodnotu zbylého paliva pro další případné korekce nebo pro případ špatného odhadu místa přistání.

Úhel skoku byl určen na 65° , protože během stoupání není klíčový parametr skoku dolet, ale právě změna výšky oproti původní pozici. Nižší úhly mají příliš vysokou horizontální složku rychlosti, a proto nejsou vhodné i z pohledu využití paliva.

Během všech skoků hopper vystoupá o 580 metrů a urazí vzdálenost 1 844,9 metrů.

Parametry 1. skoku	Spotřebované palivo během 1. skoku	Parametry 2. skoku	Spotřebované palivo během 2. skoku	
$y_1=240$ m $\alpha_1=65^\circ$ $\Delta h_1=-110$ m $d_1=388,6$ m	Motor: 10,237 kg RCS: 1,024 kg	$y_2=400$ m $\alpha_2=65^\circ$ $\Delta h_2=-170$ m $d_2=655,9$ m	Motor: 12,775 kg RCS: 1,278 kg	
Parametry 3. skoku	Spotřebované palivo během 3. skoku	Celkové množství motorem spotřebovaného paliva	Spotřeba RCS motorů	Množství nevyužitého paliva
$y_3=520$ m $\alpha_3=65^\circ$ $\Delta h_3=-300$ m $d_3=800,399$ m	Motor: 13,206 kg RCS: 1,321 kg	36,219 kg	3,622 kg	20,159 kg

Tab.7.12. Tabulka parametrů pro misi číslo 3



Obr.7.12. Grafické znázornění plánu číslo 3

7.7.4 Závěr

Jako nejproveditelnější se jeví plán mise číslo 2, protože nevyžaduje téměř žádné specifické předpoklady. Výška startu a přistání se může lišit v rámci 10 metrů, což nijak výrazně neprojeví na spotřebě paliva. Zároveň je zde započítána i rezerva paliva a při úspěšném provedení tento plán prozkoumá 4 rozdílné lokace.

Rovněž díky nízkému doletu sondy v rámci tohoto plánu je možné ho provést na velkém počtu míst na povrchu planety, kde se nenachází velký výškový rozdíl a je vhodný jako demonstrační pro tento typ misí.

Plán mise číslo 3 je v porovnání s předchozím, náročnější na provedení a byl by vhodný jako druhý v pořadí pro demonstrační účely a průzkum hornatých oblastí, či některých kráterů. Zároveň i zde je možnost dalšího skoku provedeného na základě využití palivové rezervy.

7.8 Závěr kapitoly

Na základě informací o misích, které již proběhly, nebo misích, které byly plánovány jako proveditelné byly stanoveny parametry sondy (hybridního hopperu), která bude schopna provádět skoky na povrchu planety Mars.

Dále byl navržen výpočet v programu Mathcad Prime, který umožňuje spočítat na základě stanovených parametrů sondy a skoků, spotřebu paliva, potřebné rychlosti a uletěnou vzdálenost.

Díky tomuto výpočtu byly stanoveny závislosti a vlivy jednotlivých sledovaných parametrů na ostatní parametry mise a na základě těchto závislostí byly navrženy 3 mise.

Zároveň z navržených plánů misí vyplývá, že sonda při každém následujícím skoku spotřebovává méně paliva, pro dosažení stejné rychlosti na počátku skoku. Tento fakt vyplývá z toho, že sonda při každém dalším skoku musí nést zátěž sníženou o palivo, které již spálila v předchozích skocích.

8 Diskuse

Výsledkem práce je návrh parametrů sondy (hopperu) a jejich vliv na misi této sondy. Výpočet vlivu těchto parametrů a následně i parametrů skoků byl vytvořen a realizován v programu Mathcad Prime. Vzhledem k velkému množství použitých zjednodušení se tyto výsledky mohou lišit od reality zvláště v některých extrémních případech.

Nejdůležitějším zjednodušením je právě zanedbání vlivu atmosféry. To se může značnou měrou podílet na výpočtu adekvátní výšky skoku. Pokud chceme maximální dolet, je z hlediska tohoto modelu nejlepší varianta jediný vysoký skok. Z hlediska reality tomu, ale tak být nemusí, právě kvůli vlivu atmosféry. Při větší výšce skoku je nutné dodat sondě rovněž větší rychlost k jejímu dosažení a následkem toho se zvyšuje odpor atmosféry, což může mít při užití tohoto modelu, za následek nižší dolet sondy a předčasné spotřebování zásoby paliva. Proto v reálné situaci je buďto nutné najít ideální rovnováhu v počtu skoků, kdy je nižší jak spotřeba paliva, tak odpor atmosféry nebo zvýšit rychlost, kterou je nutné sondě dodat, aby dosáhla stanovené výšky. Toto řešení ovšem zahrnuje nutnost zvětšit množství paliva, které sonda ponese. Dalším parametrem, který toto zjednodušení ovlivňuje je specifický impuls motoru, protože ten je závislý na okolním tlaku. V reálné situaci by měl tento motor nižší skutečný specifický impuls, protože by tlak atmosféry snižoval účinnou výtokovou rychlost spalín.

Faktem, který plyne ze zanedbání vlivu atmosféry je i to, že skoky jejichž cílem je maximální dolet, by ve skutečnosti musely být prováděny pod nižším úhlem než 45° a i pro ostatní skoky platí, že by celkově byly kratší v porovnání s výpočtem.

Druhým zjednodušením, které by mohlo podstatnou měrou ovlivnit výsledky je metoda výpočtu spotřeby RCS motorů. Ve výpočtu je tato spotřeba stanovena na 10 % z celkové spotřeby motoru při daném skoku. V reálných případech ale tyto motory spotřebují tolik paliva, kolik je nutné na vytvoření dostatečné síly pro pootočení sondy. S menším množstvím paliva v nádrži se tedy spotřeba snižuje, ale vliv na ni může mít i úhel o jaký je nutné sondu pootočit. Například při nízkém skoku pod úhlem 45° by sonda pravděpodobně spotřebovala více paliva než při vysokém skoku pod úhlem 80° . Rovněž v situaci, kdy má sonda menší hmotnost je jednodušší s ní manipulovat, proto by měly být náročnější skoky prováděny až na konci celé mise.

Do spotřeby RCS motorů se také promítá hodnota I_{sp} a tahu těchto motorů, takže množství paliva spotřebované na manévrování může být vyšší nebo i nižší v porovnání s tímto výpočtem.

Třetím parametrem, který ovlivňuje celý výpočet je vynechání změny specifického impulsu během změny tahu. U hybridních raketových motorů dochází při snížení tahu ke značnému poklesu specifického impulsu, oproti jiným motorům což má za následek značné zvýšení spotřeby paliva. Vzhledem k tomuto faktu bylo ideální použít pro skok balistickou křivku místo varianty „hover-hop“.

Zanedbání doby hoření motoru se rovněž může podílet na skreslení výpočtu Machova čísla a spotřebě paliva. V reálné situaci totiž sonda zrychluje průběžně, nikoliv v jednom nekonečně krátkém okamžiku a stejně tak je spalováno i palivo.

9 Závěr

Cílem této práce bylo navrhnout plán mise a technické parametry pro hybridní platformu na planetě Mars. Pro návrh technických parametrů byly využity zkušenosti vybraných misí v letech 1967 až 2016 na Měsíc a k planetě Mars.

Na základě technických parametrů jednotlivých misí, které naplánovaly vesmírné agentury a informací o raketových motorech, byly stanoveny základní technické parametry hybridního hopperu.

Pro tuto misi byly navrženy 3 alternativní varianty, které se liší svým doletem, počtem možných skoků a vhodností pro různé typy terénů na planetě Mars. Jako nejvhodnější mise pro průzkum rovinných oblastí se jeví plán mise číslo 2, která umožňuje využití více skoků a z realizačního hlediska je nejjednodušší. V členitém terénu se naopak lépe uplatní plán mise číslo 3, který umožňuje celkovou změnu výšky až o 580 metrů.

10 Seznam použitých zdrojů

Seznam použité literatury

1. SUTTON, George P. a Oscar. BIBLARZ. *Rocket propulsion elements*. 7th ed. New York, c2001. ISBN 04-713-2642-9.

Seznam internetových zdrojů

2. WILLIAMS, David R. Mars Fact Sheet. *Nasa.gov* [online]. 23 December 2016 [cit. 2018-04-23]. Dostupné z: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/factsheet/marsfact.html>
3. By the Numbers | Mars – Solar System Exploration: NASA Science. *Nasa.gov* [online]. [cit. 2018-05-05]. Dostupné z: <https://solarsystem.nasa.gov/planets/mars/by-the-numbers/>
4. SAURO, Francesco. Caves: the hidden side of planets. *Esa.int* [online]. May 6, 2015 [cit. 2018-05-05]. Dostupné z: <http://blogs.esa.int/caves/2015/05/06/caves-the-hidden-side-of-planets/>
5. WEBSTER, Guy, Dwayne BROWN a Sara HAMMOND. NASA - NASA Phoenix Mars Lander Confirms Frozen Water. *Nasa.gov* [online]. 06.20.08 [cit. 2018-05-05]. Dostupné z: https://www.nasa.gov/mission_pages/phoenix/news/phoenix-20080620.html
6. BROWN, Dwayne, Laurie CANTILLO a Guy WEBSTER, ANDERSON, Gina, ed. NASA Confirms Evidence That Liquid Water Flows on Today's Mars. *Nasa.gov* [online]. Sept. 28, 2015 [cit. 2018-05-05]. Dostupné z: <https://www.nasa.gov/press-release/nasa-confirms-evidence-that-liquid-water-flows-on-today-s-mars>
7. WILLIAMS, David R. Viking Project Information. *Nasa.gov* [online]. 12 April 2018 [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/viking.html>
8. HAMILTON, Calvin J. Viking. *Ufrgs.br* [online]. April 4, 2008 [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: <http://astro.if.ufrgs.br/solar/viking.htm>
9. WILLIAMS, David R. Viking 1 Lander. *Nasa.gov* [online]. 21 March 2017 [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraftDisplay.do?id=1975-075C>
10. HOLMEGERG, Neil A., Robert D. FAUST a H.Milton HOLT. VIKING' 75 Spacecraft Design and Test Summary: Volume I - Lander Design. *Nasa.gov* [online]. November 1980 [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19810001592.pdf>
11. MAJER, Dušan. TOP5: Děsivá raketová paliva. *Kosmonautix.cz* [online]. 26. srpna 2016 [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: <http://www.kosmonautix.cz/2016/08/top5-desiva-raketova-paliva/>
12. WILLIAMS, David R. Viking 2 Lander. *Nasa.gov* [online]. 21.march 2017 [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraftDisplay.do?id=1975-083C>
13. WEBSTER, Guy, Dwayne BROWN a Sara. Phoenix Mars Lander. *Nasa.gov* [online]. june 20 2008 [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: https://www.nasa.gov/mission_pages/phoenix/news/phoenix-20080620.html
14. Phoenix. *Nasa.gov* [online]. [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: <https://mars.nasa.gov/programmissions/missions/past/phoenix/>
15. BROWN, Dwayne, Guy WEBSTER, Sara HAMMOND, Gary NAPIER a Isabelle LAPLANTE. Phoenix Landing: Mission to the Martian Polar North. *Nasa.gov* [online]. may 2008 [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: https://www.jpl.nasa.gov/news/press_kits/phoenix-landing.pdf
16. SHOTWELL, Robert. Phoenix—the first Mars Scout mission. *Acta Astronautica* [online]. Elsevier, 2005, **57**(2), 121-134 [cit. 2018-05-19]. DOI: 10.1016/j.actaastro.2005.03.038. ISSN 0094-5765. Dostupné z: <https://www-sciencedirect-com.ezproxy.lib.vutbr.cz/science/article/pii/S0094576505001190>
17. WILLIAMS, David R. Phoenix Mars Lander. *Nasa.gov* [online]. [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraftDisplay.do?id=2007-034A>

18. Phoenix Mars Lander. *Nasa.gov* [online]. Oct. 2, 2012 [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: <https://www.nasa.gov/redplanet/phoenix.html>
19. BENDOT, Mr Joseph G. MARS PHOENIX LANDER—A SAFE LANDING!. 2008. [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: <https://www.dsiac.org/sites/default/files/journals/2008-09-bulletin.pdf>
20. Spirit and Opportunity. *Nasa.gov* [online]. [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: <https://mars.nasa.gov/programmissions/missions/present/2003/>
21. MER: Mars Exploration Rovers. *Nasa.gov* [online]. Aug. 23, 2012 [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: <https://www.nasa.gov/redplanet/mer.html>
22. WILLIAMS, David R. Spirit. *Nasa.gov* [online]. [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraftDisplay.do?id=2003-027A>
23. WILLIAMS, David R. Opportunity. *Nasa.gov* [online]. [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraftDisplay.do?id=2003-032A>
24. SAVAGE, Donald, Guy WEBSTER a David BRAND. Mars Exploration Rover Landings. *Nasa.gov* [online]. January 2004 [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: <https://mars.nasa.gov/mer/newsroom/merlandings.pdf>
25. Propulsion Products Catalog. *Orbitalatk.com* [online]. 05 April 2016 [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: <https://www.orbitalatk.com/flight-systems/propulsion-systems/docs/2016%20OA%20Motor%20Catalog.pdf>
26. Mission Timeline: Surface Operations. *Nasa.gov* [online]. [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: https://mars.nasa.gov/mer/mission/tl_surface.html
27. Spacecraft: Aeroshell. *Nasa.gov* [online]. [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: https://mars.nasa.gov/mer/mission/spacecraft_edl_radrockets.html
28. *Technologies of Broad Benefit: Power* [online]. [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: https://mars.nasa.gov/mer/technology/bb_power.html
29. WEBSTER, Guy. Mission News. *Nasa.gov* [online]. February 12.2009 [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: https://www.nasa.gov/mission_pages/mer/news/mer-20090212.html
30. Opportunity Updates: Opportunity is Halfway Down the Valley. *Nasa.gov* [online]. Feb. 28, 2018 - March 6, 2018 [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: https://mars.nasa.gov/mer/mission/status_opportunityAll.html
31. GEMBEC, Martin. 5000 solů pro Opportunity. *Kosmonautix.cz* [online]. 18.února 2018 [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: <http://www.kosmonautix.cz2018/02/5000-solu-pro-opportunity/>
32. Interactive Mars Data Maps. *Nasa.gov* [online]. [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: <https://marsoweb.nas.nasa.gov/globalData/>
33. Acidalia Planitia mud volcanoes. *Esa.int* [online]. 26. Jaunary 2016 [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: <http://exploration.esa.int/mars/49391-acidalia-planitia-mud-volcanoes/>
34. Schmidt, Eckart & T. Brewster, Gerald & E. Cain, George. (1999). Mars Lander Retro Propulsion. [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: https://www.researchgate.net/publication/232617757_Mars_Lander_Retro_Propulsion
35. BALLARD, Richard O. Liquid Propulsion Systems-Evolution and Advancements. 2013. [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20140002716.pdf>
36. DUNBAR, Brian, ed. What's Next For NASA?. *Nasa.gov* [online]. April 24, 2018 [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: https://www.nasa.gov/about/whats_next.html
37. ROSCOSMOS GENERAL INFORMATION. *Roscosmos.ru* [online]. [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: <http://en.roscosmos.ru/119/>
38. WHAT IS ESA?. *Esa.int* [online]. 19 March 2018 [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: https://www.esa.int/About_Us/Welcome_to_ESA/What_is_ESA

39. China National Space Administration. *Cnsa.gov.cn* [online]. 2017-06-04 [cit. 2018-05-19]. Dostupné z:
<http://www.cnsa.gov.cn/n6443408/n6465645/n6465650/c6768437/content.html>
40. About ISRO. *Isro.gov.in* [online]. [cit. 2018-05-19]. Dostupné z:
<https://www.isro.gov.in/about-isro>
41. MAJER, Dušan. TOP5: Soukromé firmy v kosmonautice. *Kosmonautix.cz* [online]. 12. srpna 2016 [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: <http://www.kosmonautix.cz/2016/08/top5-soukrome-firmy-v-kosmonautice/>
42. Timeline | Planetary Resources. *Planetaryresources.com* [online]. [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: <https://www.planetaryresources.com/company/timeline/>
43. MAJER, Dušan. Přehledné povídání o palivech. *Kosmonautix.cz* [online]. 25. února 2013 [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: <http://www.kosmonautix.cz/2013/02/prehledne-povidani-o-palivech/>
44. Monopropellant Rocket Engines. *Rocket.com* [online]. [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: <http://www.rocket.com/propulsion-systems/monopropellant-rockets>
45. Mars Pathfinder. *Nasa.gov* [online]. [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: <https://mars.nasa.gov/programmissions/missions/past/pathfinder/>
46. WILLIAMS, David R. Mars Pathfinder, *Nasa.gov* [online]. 21 March 2017 [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraftDisplay.do?id=1996-068A>
47. NASA Facts: Mars Pathfinder. *Nasa.gov* [online]. [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: https://www.jpl.nasa.gov/news/fact_sheets/mpf.pdf
48. Mars Pathfinder Mission - Home Page. *Nasa.gov* [online]. 25 July 1997 [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: <https://mars.jpl.nasa.gov/MPF/index0.html>
49. Phases of Entry Descent and Landing. *Nasa.gov* [online]. [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: <https://mars.nasa.gov/MPF/mpf/realtime/edlstatus.html>
50. Mars Pathfinder Fact Sheet. *Nasa.gov* [online]. 19 March 1997 [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: https://mars.nasa.gov/MPF/mpf/fact_sheet.html
51. WILLIAMS, David R. Mars Science Laboratory (MSL). *Nasa.gov* [online]. 21 March 2017 [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraftDisplay.do?id=2011-070A>
52. BROWN, Dwayne a Guy WEBSTER. Mars Science Laboratory Landing. *Nasa.gov* [online]. JULY 2012 [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: https://www.jpl.nasa.gov/news/press_kits/MSLLanding.pdf
53. DAWSON, Matt, et al. Monopropellant hydrazine 700 lbf throttling terminal descent engine for Mars science laboratory. In: *43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*. 2007. p. 5481. [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: http://matthewturner.com/uah/IPT2008_summer/baselines/LOW%20Files/Payload/Downloads/AIAA-2007-5481-979.pdf
54. GREICIUS, Tony, ed. Mars Science Laboratory - Curiosity | NASA. *Nasa.gov* [online]. Aug. 4, 2017 [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: https://www.nasa.gov/mission_pages/msl/index.html
55. GEMBEC, Martin. Letní novinky z Marsu v podání Curiosity. *Kosmonautix.cz* [online]. 15. července 2015 [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: <http://www.kosmonautix.cz/2015/07/letni-novinky-z-marsu-v-podani-curiosity/>
56. Schiaparelli Mars Lander (EDM). *Spaceflight101.com* [online]. [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: <http://spaceflight101.com/exomars/schiaparelli-edm/>
57. 400N Monopropellant Hydrazine Thruster. *Space-propulsion.com* [online]. [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: <http://www.space-propulsion.com/spacecraft-propulsion/hydrazine-thrusters/400n-hydrazine-thruster.html>

58. EDM propulsion system tests. *Esa.int* [online]. 26 January 2016 [cit. 2018-05-20].
Dostupné z: <http://exploration.esa.int/mars/49136-edm-propulsion-system-tests/>
59. BALDWIN, Emily, Stuart CLARK, Daniel SCUKA a Karen O'FLAHERTY. EUROPE'S NEW ERA OF MARS EXPLORATION. *Esa.int* [online]. March 2016 [cit. 2018-05-20].
Dostupné z: https://esamultimedia.esa.int/docs/science/EXOMARS_Mediakit_2016-03-09.pdf
60. What Is ExoMars?. *Esa.int* [online]. 29 March 2017 [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: https://www.esa.int/Our_Activities/Space_Science/ExoMars/What_is_ExoMars
61. MAJER, Dušan. Pohled pod kůži: EDM/Schiaparelli (konstrukce). *Kosmonautix.cz* [online]. 8. dubna 2016 [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: <http://www.kosmonautix.cz/2016/04/pohled-pod-kuzi-edmschiaparelli-konstrukce/>
62. Schiaparelli: the ExoMars Entry, Descent and Landing Demonstrator Module. *Esa.int* [online]. 16 October 2016 [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: <http://exploration.esa.int/mars/47852-entry-descent-and-landing-demonstrator-module/>
63. Schiaparelli science package and science investigations. *Esa.int* [online]. 19 October 2016 [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: <http://exploration.esa.int/mars/48898-edm-science-payload/>
64. ExoMars Trace Gas Orbiter and Schiaparelli Mission (2016). *Esa.int* [online]. 28 March 2017 [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: <http://exploration.esa.int/mars/46124-mission-overview/>
65. <http://spaceflight101.com/exomars/exomars-2016-landing-data/>. *Spaceflight101.com* [online]. [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: <http://spaceflight101.com/exomars/exomars-2016-landing-data/>
66. MAJER, Dušan. Modul EDM si myslel, že je pod povrchem a vypnul motory. *Kosmonautix.cz* [online]. 25. listopadu 2016 [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: <http://www.kosmonautix.cz/2016/11/modul-edm-si-myslel-ze-je-pod-povrchem-a-vypnul-motory/>
67. WILLIAMS, David R. Surveyor 3. *Nasa.gov* [online]. 21 March 2017 [cit. 2018-05-20].
Dostupné z: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/masterCatalog.do?sc=1967-035A>
68. SCOTT, R. F.; ROBERSON, F. I. Surveyor program results. *NASA SP-184*, 1969. [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19690027073.pdf>
69. HAGLUND, H.H., ed. Technical Report 32-1177: Surveyor III Mission Report. *Nasa.gov* [online]. September 1, 1967 [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19690027073.pdf>
70. The Surveyor Program. *Usra.edu* [online]. [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: <https://www.lpi.usra.edu/lunar/missions/surveyor/>
71. Mars Polar Lander/ Deep Space 2. *Nasa.gov* [online]. December 1999 [cit. 2018-05-20].
Dostupné z: <https://www2.jpl.nasa.gov/files/misc/mpl-ds2hq.pdf>
72. WILLIAMS, David R. Mars Polar Lander. *Nasa.gov* [online]. 21 March 2017 [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraftDisplay.do?id=1999-001A>
73. WILLIAMS, David R. Mars Climate Orbiter. *Nasa.gov* [online]. 21 March 2017 [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraftDisplay.do?id=1998-073A>
74. ALBEE, Arden, et al. Report on the loss of the Mars Polar Lander and Deep Space 2 missions. 2000. [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: https://spaceflight.nasa.gov/spacenews/releases/2000/mpl/mpl_report_1.pdf
75. MORGAN, Olwen; MEINHARDT, Dennis. Monopropellant selection criteria-Hydrazine and other options. In: *35th Joint Propulsion Conference and Exhibit*. 1995. p. 2595. [cit. 2018-05-20]. Dostupné z:

- http://matthewwturner.com/uah/IPT2008_summer/baselines/LOW%20Files/Payload/Downloads/AIAA-1999-2595-172.pdf
76. MR-107. *Astronautix.com* [online]. [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/m/mr-107.html>
 77. PLEMMONS, D. H., et al. Effects of the Phoenix Lander descent thruster plume on the Martian surface. *Journal of Geophysical Research: Planets*, 2008, 113.E3. [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: <http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.863.4394&rep=rep1&type=pdf>
 78. Solid and liquid fuel rockets. *Esa.int* [online]. [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: http://www.esa.int/Education/Solid_and_liquid_fuel_rockets4/%28print%29
 79. The Spartan Project: Mission. *Spartanproject.eu* [online]. [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: <http://www.spartanproject.eu/index.php?id=209>
 80. PARISSENTI, Guido, et al. Throttleable hybrid engine for planetary soft landing. In: *4th European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS), Saint Petersburg, Russia*. 2011. p. 1-13. [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: http://www.spartanproject.eu/fileadmin/docs/Mission/SPARTAN_paper_EUCASS_2011.pdf
 81. RÖNNINGEN, Jan-Erik; HUSDAL, Johanne. Development of a throttleable hybrid rocket engine for the spartan lander. *Space Propulsion*, 2014, 19-22. [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: <http://www.spartanproject.eu/fileadmin/docs/Motor/NAMMO-SP2014.pdf>
 82. MOHON, Lee, ed. Overview: Robotic Lander. *Nasa.gov* [online]. September 30th, 2013 [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: https://www.nasa.gov/mission_pages/lunarquest/robotic/index.html#.WsPgUZfLhPY
 83. The Spartan Project: Consortium and People. *Spartanproject.eu* [online]. [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: <http://www.spartanproject.eu/index.php?id=195>
 84. YOUNG, Ian. Project Morpheus : Home. *Nasa.gov* [online]. April 24, 2014 [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: <https://morpheuslander.jsc.nasa.gov/>
 85. Project Morpheus : About. *Nasa.gov* [online]. [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: <https://morpheuslander.jsc.nasa.gov/about/>
 86. Rocketdyne F-1. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001- [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Rocketdyne_F-1
 87. Monopropellant Data Sheets.pdf. *Rocket.com* [online]. [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: <http://www.rocket.com/files/aerojet/documents/Capabilities/PDFs/Monopropellant%20Data%20Sheets.pdf>
 88. Helicopter Could Be 'Scout' for Mars Rovers. *Nasa.gov* [online]. January 22, 2015 [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: <https://www.jpl.nasa.gov/news/news.php?feature=4457>
 89. Apollo Lunar Module. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001- [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Apollo_Lunar_Module
 90. Thrust-to-weight ratio. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001- [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Thrust-to-weight_ratio
 91. DAVIS, Phillips, ed. In Depth | Mars – Solar System Exploration: NASA Science. *Nasa.gov* [online]. April 17, 2018 [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: <https://solarsystem.nasa.gov/planets/mars/in-depth/>
 92. LANDIS, Geoffrey; OLESON, Steven; MCGUIRE, Melissa. Design study for a mars geyser hopper. In: *50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*. 2012. p. 631. [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20120004036.pdf>

93. HUXEL, Paul J. a Babak E. COHANIM. Talaris hopper testbed navigation analysis. In: *Aerospace Conference, 2011 IEEE* [online]. IEEE Publishing, 2011, s. 1-7 [cit. 2018-05-20]. DOI: 10.1109/AERO.2011.5747510. ISBN 978-1-4244-7350-2. ISSN 1095-323X. Dostupné z: <https://ieeexplore.ieee.org/xpls/icp.jsp?arnumber=5747510>
94. ROSSI, Christopher, Phillip M. CUNIO, Farah ALIBAY, et al. TALARIS project update: Overview of flight testing and development of a prototype planetary surface exploration hopper. *Acta Astronautica* [online]. Elsevier, 2012, **81**(1), 348-357 [cit. 2018-05-20]. DOI: 10.1016/j.actaastro.2012.06.001. ISSN 0094-5765. Dostupné z: <https://www-sciencedirect-com.ezproxy.lib.vutbr.cz/science/article/pii/S0094576512002391>
95. MIDDLETON, Akil a Stephen PASCHALL. Development and deployment of a performance model for the prototype planetary exploration hopper. In: *Aerospace Conference, 2011 IEEE* [online]. IEEE Publishing, 2011, s. 1-6 [cit. 2018-05-20]. DOI: 10.1109/AERO.2011.5747509. ISBN 978-1-4244-7350-2. ISSN 1095-323X. Dostupné z: <https://ieeexplore.ieee.org/document/5747509/>
96. Mk.2 Lunar Hopper | Design Show 2015. *Uosdesign.org* [online]. [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: <http://uosdesign.org/designshow2015/mk-2-lunar-hopper/>
97. HALL, Loura, ed. Triton Hopper: Exploring Neptune's Captured Kuiper Belt Object. *Nasa.gov* [online]. May 7, 2015 [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: <https://www.nasa.gov/feature/triton-hopper-exploring-neptunes-captured-kuiper-belt-object>
98. MAJER, Dušan. Specifický impuls není nepochopitelný strašák. *Kosmonautix.cz* [online]. 8. listopadu 2016 [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: <http://www.kosmonautix.cz/2016/11/specificky-impuls-neni-nepochopitelny-strasak/>
99. PLONKA, Miroslav a Martin ŠTĚDRŮŇ, ŠMÍD, Vlastimil, ed. Fyzikální vzorce jako vztahy mezi fyzikálními veličinami. *Smid.sk* [online]. Gymnázium Ostrava-Hrabůvka, 06.05.2001 [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: <http://v.smid.sk/archiv/osobni/html/vztahy/>
100. MACHÁČKOVÁ, Adéla; KOCICH, Radim. Sdílení tepla a proudění. *VŠB–Technická univerzita Ostrava*, 2012. [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: http://www.person.vsb.cz/archived/FMMI/STP/STP_FINAL_LAST.pdf
101. Global Color Views of Mars. *Nasa.gov* [online]. June 8, 1998 [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: <https://mars.nasa.gov/resources/7808/global-color-views-of-mars/>
102. Apollo 12 and Surveyor 3 | NASA. *Nasa.gov* [online]. September 3, 2009 [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: https://www.nasa.gov/mission_pages/LRO/multimedia/lroimages/lroc_20090903_apollo12.html
103. PIA09703: Viking Lander Model. *Nasa.gov* [online]. 2007-07-09 [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: <https://photojournal.jpl.nasa.gov/catalog/PIA09703>
104. Sojourner & "Yogi". *Nasa.gov* [online]. October 17, 1997 [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: <https://mars.nasa.gov/resources/sojourner-yogi/>
105. Mars Pathfinder "Filled Donut" Mosaic. *Nasa.gov* [online]. September 5, 2000 [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: <https://mars.nasa.gov/resources/mars-pathfinder-filled-donut-mosaic/>
106. Mars Polar Lander/Deep Space 2. *Nasa.gov* [online]. [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: <https://mars.nasa.gov/programmissions/missions/past/polarlander/>
107. MER: Mars Exploration Rovers. *Nasa.gov* [online]. Aug. 23, 2012 [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: <https://www.nasa.gov/redplanet/mer.html>
108. Opportunity on Sol 5000 | The Road To Endeavour [online]. February 17, 2018 [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: <https://roadtoendeavour.wordpress.com/2018/02/17/opportunity-on-sol-5000/>

109. Phoenix on the Red Planet, Artist's Concept. *Nasa.gov* [online]. May 23, 2008 [cit. 2018-05-20]. Dostupné z:
https://www.nasa.gov/multimedia/imagegallery/image_feature_1090.html
110. High-Resolution Self-Portrait by Curiosity Rover Arm Camera. *Nasa.gov* [online]. 11.01.2012 [cit. 2018-05-20]. Dostupné z:
<https://mars.nasa.gov/msl/multimedia/images/?ImageID=4845>
111. Curiosity's Sky Crane Maneuver, Artist's Concept. *Nasa.gov* [online]. Oct. 3, 2011 [cit. 2018-05-20]. Dostupné z:
https://www.nasa.gov/mission_pages/msl/multimedia/gallery/pia14839.html
112. Schiaparelli - without heat shield and back cover. *Esa.int* [online]. 18 October 2016 [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: <http://exploration.esa.int/mars/56726-schiaparelli-without-heat-shield-and-back-cover/>
113. The F-1 Engine Powered Apollo Into History, Blazes Path for Space Launch System Advanced Propulsion. *Nasa.gov* [online]. March 20, 2013 [cit. 2018-05-20]. Dostupné z:
https://www.nasa.gov/topics/history/features/fl_engine.html
114. WILSON, Jim, ed. Solid Rocket Boosters. *Nasa.gov* [online]. March 5, 2006 [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: https://www.nasa.gov/returntoflight/system/system_SRB.html
115. The Spartan Project: Slide show. *Spartanproject.eu* [online]. [cit. 2018-05-20]. Dostupné z: <http://www.spartanproject.eu/index.php?id=216>
116. Mighty Eagle Scores Longest, Highest Flight Yet. *Nasa.gov* [online]. Oct. 31, 2012 [cit. 2018-05-20]. Dostupné z:
https://www.nasa.gov/mission_pages/lunarquest/robotic/12-114.html
117. Project Morpheus. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001- [cit. 2018-05-20]. Dostupné z:
https://en.wikipedia.org/wiki/Project_Morpheus

11 Seznam obrázků a tabulek

Obr.2.1. Planeta Mars

Obr.3.1. Astronaut Apolla 12 Allan Bean kontroluje Surveyor

Obr.3.2. Model landeru sondy Viking

Obr.3.3. Sonda Mars Pathfinder „doplněná koblihová“ mozaika

Obr.3.4. Rover Sojourner a „Yogi“

Obr.3.5. Mars Polar Lander na Marsu, Umělcova představa

Obr.3.6. Mars Exploration Rover na Marsu, Umělcova představa

Obr.3.7. První pokus roveru Opportunity o „selfie“

Obr.3.8. Sestava ve které byl rover přepraven ze Země k Marsu

Obr.3.9. Phoenix na „Rudé planetě“, Umělcova představa

Obr.3.10. Autoportrét pořízený kamerou na robotickém rameni roveru Curiosity

Obr.3.11. Manévr „Sky crane“ při vysazení roveru Curiosity, Umělcova představa

Obr.3.12. Schiaparelli – bez tepelného štítu a horní části kapsle

Obr.4.1. Skladování motorů F-1

Obr.4.2. Motor MLE s prodlouženou tryskou

Obr.4.3. Spouštění segmentu SRB na segment, který už je na svém místě

Obr.4.4. Velký hybridní raketový motor navržený pro urychlování raketoplánu.

Obr.5.1. Demonstrátor Spartan během zapalování motorů

Obr.5.2. Mighty Eagle vystoupal do výšky více než 150 stop během 45 sekund

Obr.5.3. Lander Morpheus ve startovní pozici

Obr.6.1. Mars Geyser Hopper zobrazený po přistání

Obr.6.2. Technologický demonstrátor Hopperu Talaris

Obr.7.1. Vliv počtu skoků na dolet při stejné spotřebě

Obr.7.2. Vliv úhlu skoku na dolet

Obr.7.3. Závislost spotřeby paliva na úhlu skoku

Obr.7.4. Závislost spotřeby na hodnotě I_{sp}

Obr.7.5. Vliv výšky skoku na spotřebu paliva

Obr.7.6. Závislost doletu na výšce skoku

Obr.7.7. Závislost doletu na Δh

Obr.7.8. Závislost spotřeby paliva na Δh

Obr.7.9. Topografická mapa Marsu

Obr.7.10. Grafické znázornění skoků plánu číslo 1

Obr.7.11. Grafické znázornění skoků plánu číslo 2

Obr.7.12. Grafické znázornění plánu číslo 3

Tab.2.1. Tabulka základních parametrů planety Mars

Tab.3.1. Tabulka vybraných údajů sondy Surveyor 3

Tab.3.2. Tabulka vybraných údajů sond Viking

Tab.3.3. Tabulka vybraných údajů sondy Mars Pathfinder

Tab.3.4. Tabulka vybraných údajů sondy MPL

Tab.3.5. Tabulka vybraných údajů mise MER

Tab.3.6. Tabulka vybraných údajů sondy Phoenix

Tab.3.7. Tabulka vybraných údajů mise MSL

Tab.3.8. Tabulka vybraných údajů sondy EDM

Tab.3.9. Tabulka vybraných údajů o sondách

Tab.4.1. Tabulka vybraných údajů raketových motorů pro porovnání

Tab.6.1. Tabulka základních údajů o Mars Geyser Hopper

Tab.6.2. Tabulka základních údajů o hopperu TALARIS

Tab.7.1. Tabulka základních parametrů mise

Tab.7.2. Tabulka základních veličin

Tab.7.3. Vliv počtu skoků na dolet při stejné spotřebě

Tab.7.4. Vliv úhlu skoku

Tab.7.5. Vliv specifického impulsu

Tab.7.6. Vliv výšky skoku na spotřebu

Tab.7.7. Vliv výšky skoku pod úhlem na dolet a spotřebu

Tab.7.8. Závislost doletu a spotřeby paliva na Δh

Tab.7.9. Základní parametry skoku

Tab.7.10. Tabulka parametrů pro misi číslo 1

Tab.7.11. Tabulka parametrů pro misi číslo 2

Tab.7.12. Tabulka parametrů pro misi číslo 3

12 Seznam použitých zkratek a symbolů

ACS angl. Altitude control system
 ALHAT angl. Autonomous Landing and Hazard Avoidance Technology
 APU angl. Auxiliary Power Unit
 ASRG angl. Advanced Stirling Radioisotope Generator
 CNSA angl. The China National Space Administration
 EDM angl. Entry, descent and landing Demonstrator Module
 ESA angl. European Space Agency
 HTPB angl. Hydroxyl-Terminated PolyButadiene
 ISRO angl. Indian Space Research Organisation
 JHU/APL angl. Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory
 MER angl. Mars Exploration Rover
 MLE angl. Mars Lander Engine
 MMRTG angl. multi-mission radioisotope thermoelectric generator
 MPL angl. Mars Polar Lander
 MRO angl. Mars Reconnaissance Orbiter
 MSL angl. Mars Science Laboratory
 NASA angl. National Aeronautics and Space Administration
 RCS angl. Reaction Control Systém
 Roskosmos Ruská kosmická gentura
 RTG angl. Radioisotope Thermoelectric Generator
 SLS angl. Space Launch System
 SRB angl. Solid Rocket Booster
 TALARIS angl. Terrestrial Artificial Lunar And Reduced Gravity Simulator
 TGO angl. Trace Gas Orbiter
 TWR angl. Thrust to weight ratio

Význam	Symbol	Jednotka	Význam	Symbol	Jednotka
Čas	t	[s]	Počáteční poloha	s_0	[m]
Dráha	s	[m]	Počáteční rychlost	v_0	[m/s]
Gravitační zrychlení:	g	[m/s ²]	Poissonova konstanta	κ	[–]
Hmotnost tělesa:	m	[kg]	Potenciální energie	E_p	[J]
Hmotnost rakety po zážehu	m_{ps}	[kg]	Rychlost	v	[m/s]
Hmotnost rakety před zážehem:	m_0	[kg]	Rychlost zvuku	c	[m/s]
Kinetická energie	E_k	[J]	Síla	F	[N]
Lokální termodynamická teplota	T	[K]	Specifický impuls	I_{sp}	[N * s/kg]
Machovo číslo	M	[–]	Výtoková rychlost spalín	v_e	[m/s]
Měrná plynová konstanta	r	[J/kg * K]	Výška nad povrchem:	h	[m]

Molární hmotnost	M	$[kg/kmol]$	Zrychlení	a	$[m/s]$
Molární plynová konstanta	R_m	$[J/kmol * K]$	Změna rychlosti	Δv	$[m/s]$